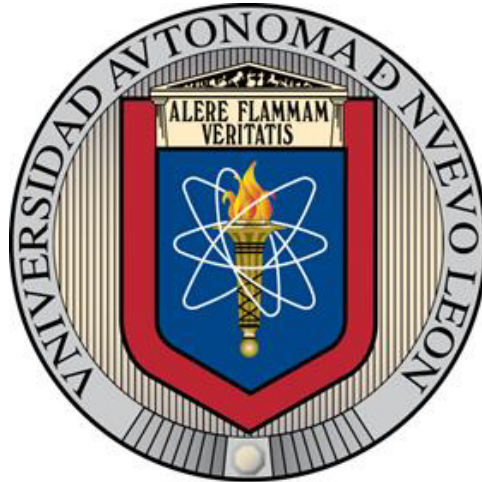


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



**DISEÑO DE UNA SUPERFICIE DE CONTROL SECUNDARIA
EN UNA PALA DE HELICÓPTERO**

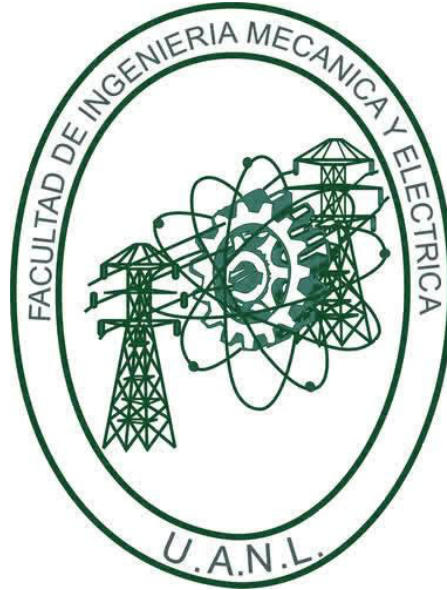
POR

DELIA SAUCEDO GONZÁLEZ

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN AERONÁUTICA
CON ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS**

AGOSTO, 2017

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**DISEÑO DE UNA SUPERFICIE DE CONTROL SECUNDARIA
EN UNA PALA DE HELICÓPTERO**

POR

DELIA SAUCEDO GONZÁLEZ

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN AERONÁUTICA
CON ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS**

AGOSTO, 2017

*A mis padres, María de la Luz y Miguel,
por la confianza, el apoyo brindado y que sin duda alguna
en el trayecto de mi vida me han demostrado su amor.*

Universidad Autónoma de Nuevo León
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica
Subdirección de Estudios de Posgrado

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis « Diseño de una superficie de control secundaria en una pala de helicóptero », realizada por el alumno Delia Saucedo González, con número de matrícula 1831345, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ingeniería en Aeronáutica con orientación en Estructuras.

El Comité de Tesis



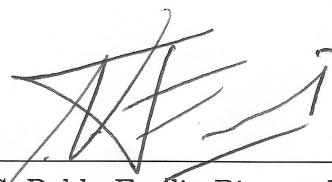
Dr. Diego Francisco Ledezma Ramírez

Asesor



Dr. Martín Castillo Morales

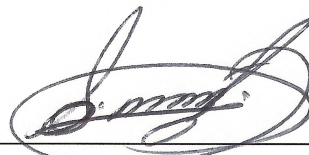
Revisor



M. C. Pablo Emilio Pimentel Villasmil

Revisor

Vo. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez

Subdirección de Estudios de Posgrado



San Nicolás de los Garza, Nuevo León, agosto 2017

Tabla de Contenido

Índice de Figuras	ix
Índice de Tablas	xiv
Nomenclatura	xv
Agradecimientos	xvii
Resumen	xviii
1. Introducción	1
1.1. Antecedentes	1
1.2. Problemas de Vibración en Helicópteros	2
1.2.1. Control Pasivo para Reducción de Ruido y Vibraciones	2
1.2.2. Control Activo para Reducción de Ruido y Vibraciones	3
1.3. Justificación	6
1.4. Objetivos	7
1.5. Metodología	8
1.6. Alcances	10
1.7. Esquema General de la Tesis	11
2. Marco Teórico	12

2.1.	Introducción	12
2.2.	Conceptos Teóricos de Helicópteros	12
2.2.1.	Sistema del Rotor Principal	13
2.2.2.	Descripción Física de la Pala	14
2.2.3.	Características Aerodinámicas de la Pala	15
2.2.4.	Movimientos Básicos de la Pala	17
2.3.	Vuelo Estacionario	18
2.3.1.	Teoría de Elemento de Pala	18
2.3.2.	Calculo del Ángulo de Incidencia del Flujo	20
2.3.3.	Modelos de Estela del Rotor	21
2.4.	Fundamentos del Análisis Modal	22
2.4.1.	Aplicaciones	22
2.4.2.	Análisis Modal Experimental	24
2.5.	Respuesta Aeroelástica en Helicópteros	28
2.5.1.	Problemas de Vibración	30
3.	Pala de Rotor Principal: Caracterización	33
3.1.	Introducción	33
3.2.	Especificaciones de Helicóptero Bell 206L	34
3.2.1.	Rotor Principal	34
3.3.	Caracterización del Perfil Aerodinámico	35

3.3.1.	Resultados del Análisis Numérico CFD	38
3.4.	Empuje Generado por las Palas	40
3.4.1.	Cálculo del Ángulo de Incidencia del Flujo	41
3.4.2.	Empuje Generado en Vuelo Estacionario	42
3.5.	Análisis Modal por Elemento Finito	43
3.5.1.	Análisis Modal	43
3.6.	Sumario	48
4.	Caracterización Experimental	49
4.1.	Introducción	49
4.2.	Análisis Modal Experimental	49
4.2.1.	Diseño del Experimento	49
4.3.	Análisis de Resultados	52
4.3.1.	Señales de Entrada y Salida	52
4.3.2.	Función de Respuesta en Frecuencia	53
4.3.3.	Coherencia y Fase	54
4.3.4.	Parámetros Modales	55
4.4.	Discusión de Resultados	61
4.5.	Sumario	62
5.	Superficie de Control Secundaria	63
5.1.	Introducción	63

5.2. Modelo de la Superficie de Control Secundaria	63
5.2.1. Fuerzas Aerodinámicas Teóricas	64
5.2.2. Simulación CFD del Conjunto de Palas	72
5.2.3. Análisis Modal de Elemento Finito	81
5.2.4. Interacción Fluido-Estructural	85
5.3. Discusión de Resultados	90
5.4. Sumario	90
6. Conclusiones y Recomendaciones	91
6.1. Conclusiones Finales	91
6.1.1. Caracterización Aerodinámica	91
6.1.2. Experimentación	92
6.1.3. Superficie de Control Secundaria	92
6.2. Recomendaciones para Trabajo Futuro	93
A. Coordenadas del Perfil Unitario	94
B. Dinámica de Fluidos Computacional	97
B.1. Simulación de Flujo Para el Perfil de la Pala	97
B.2. Simulación del Conjunto de Palas	99
Referencias	102

Índice de Figuras

1.1. Efectos aerodinámicos en en el rotor principal de un Helicóptero . . .	2
1.2. Pala del helicóptero MD-900 con superficie de control en el borde de salida y compensador	5
1.3. Helicóptero Bell 206L en el Helipuerto San Pedro Garza García NL. .	6
1.4. Diagrama de la metodología propuesta.	8
2.1. Principales configuraciones de un Helicóptero.	13
2.2. Descripción del disco del rotor	15
2.3. Curva de Sustentación.	16
2.4. Movimientos fundamentales de la pala.	17
2.5. Componentes de fuerzas en un elemento de la pala.	18
2.6. Factores de circulación de Goldstein.	21
2.7. Configuración de la medición con excitación de martillo.	26
2.8. Modos naturales de flexión en la pala.	32
3.1. Rotor principal Helicoptero Bell 206L.	34
3.2. Esquema de la pala del rotor principal.	35
3.3. Esquema del perfil aerodinámico.	36

3.4. Curvas de sustentación en Ansys-Fluent y XFLR5.	37
3.5. Curvas de sustentación en XFLR5.	37
3.6. Curva coeficiente de sustentación y resistencia al avance en XFLR5. .	37
3.7. Discretización del área del fluido en dos dimensiones.	39
3.8. Distribución de presión sobre el perfil.	39
3.9. Contornos de presión $[Pa]$ con modelo a $k - \epsilon$ a $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$. .	40
3.10. Contornos de velocidad $[m/s]$ con modelo $k - \epsilon$ a $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$.	40
3.11. Variación del ángulo de incidencia con respecto a la posición radial en la pala.	41
3.12. Empuje generado como función del radio en la pala.	42
3.13. Representación de los materiales en una sección de la pala.	43
3.14. Modos de vibración y frecuencias naturales.	47
4.1. Equipo experimental	50
4.3. Distribución de puntos de medición	51
4.4. Señal de impulso en el punto 1.	52
4.5. Respuesta al impulso en el punto 1	53
4.6. Espectros de Función de Respuesta en Frecuencia.	53
4.7. Función de Respuesta en Frecuencia	54
4.8. Función de coherencia en el punto 1.	54
4.9. Comportamiento del ángulo de fase en el punto 1.	55
4.10. Distribución de nodos	56

4.11. Primer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_1 = 4.85 \text{ Hz}$	57
4.12. Segundo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_2 = 7.73 \text{ Hz}$	57
4.13. Tercer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_3 = 13.9 \text{ Hz}$	57
4.14. Cuarto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_4 = 21.1 \text{ Hz}$	58
4.15. Quinto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_5 = 27.6 \text{ Hz}$	58
4.16. Sexto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_6 = 35.9 \text{ Hz}$	58
4.17. Séptimo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_7 = 39.2 \text{ Hz}$	59
4.18. Octavo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_8 = 48.7 \text{ Hz}$	59
4.19. Noveno modo de vibración, frecuencia natural $\omega_9 = 62.3 \text{ Hz}$	59
4.20. Décimo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{10} = 70.5 \text{ Hz}$	60
4.21. Décimo primer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{11} = 72.4 \text{ Hz}$	60
4.22. Décimo segundo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{12} = 88.3 \text{ Hz}$	60
5.1. Parámetros de la superficie de control secundaria	63
5.2. Localización de la superficie de control secundaria sobre la pala	64
5.3. Discretización del volumen de control para el perfil con superficie de control secundaria.	65
5.4. Simulación de perfil con superficie de control en QBlade, $\delta = 4^\circ$	66
5.5. Contornos de velocidad, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -6^\circ$	66
5.6. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -4^\circ$	66

5.7. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -2^\circ$	67
5.8. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 2^\circ$	67
5.9. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 4^\circ$	67
5.10. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 6^\circ$	68
5.11. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -6^\circ$	68
5.12. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -4^\circ$	68
5.13. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -2^\circ$	69
5.14. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 2^\circ$	69
5.15. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 4^\circ$	69
5.16. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 6^\circ$	70
5.17. Distribución de presión sobre el perfil para deflexiones negativas de la superficie de control	70
5.18. Distribución de presión sobre el perfil para deflexiones positivas de la superficie de control	71
5.19. Variación del empuje de acuerdo a la deflexión de la superficie de control	71
5.20. Discretización del volumen de control.	72
5.21. Condiciones de operación.	73
5.22. Contornos de presión a $\delta = 0^\circ$	73

5.23. Contornos de nivel de potencia acústica y distribución de velocidad en el plano YZ con la superficie de control retraída.	74
5.24. Contornos de presión a diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria.	76
5.25. Contornos de nivel de potencia acústica a diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria.	78
5.26. Cambio en la distribución de velocidad sobre el plano YZ a diferentes deflexiones de la superficie de control.	80
5.27. Modos de vibración y frecuencias naturales a $\delta = 2^\circ$	83
5.28. Vectores de presión importados a la estructura de la pala.	85
5.29. Comparación de FRF con superficie de control secundaria.	86
5.30. Modos de vibración y frecuencias naturales con cargas aerodinámicas a $\delta = 2^\circ$	89
A.1. Perfil aerodinámico utilizado en Helicóptero Bell 206L	94
B.1. Discretización del área de control	97
B.2. Definición de las condiciones de frontera	98
B.3. Gráfica de residuales y número de iteraciones (perfil sin superficie de control, $\alpha = 0^\circ$)	99
B.4. Conjunto de palas y volumen de control	99
B.5. Discretización del volumen de control	100
B.6. Conversión a elementos poliédricos	100
B.7. Gráfica de residuales y número de iteraciones. Simulación a $\delta = 4^\circ$. . .	101

Índice de Tablas

3.1. Parámetros de operación y dimensiones del rotor principal.	35
3.2. Propiedades del material	44
3.3. Propiedades modales de simulación	45
4.1. Especificaciones técnicas	50
4.2. Resultados Experimentales	56
4.3. Comparación de frecuencias naturales	61
5.1. Frecuencias naturales y variación del ángulo $[\delta]$	84
5.2. Frecuencias naturales en vuelo estacionario con ángulos $[\delta]$	86

Nomenclatura

α	Ángulo de ataque
α_0	Ángulo de ataque con cero sustentación
β	Ángulo de aleteo de la pala
δ	Ángulo de deflexión de la superficie de control secundaria
ϵ	Componente del ángulo de flujo
ν	Razón de Poisson
Ω	Velocidad angular
ω_n	Frecuencia natural
ϕ	Ángulo del flujo de incidencia
ψ	Ángulo de Azimuth de la pala
ρ	Densidad
ρ_a	Densidad del aire
σ	Solidez del rotor
θ	Ángulo de cabeceo de la pala
v_i	Velocidad inducida
ζ	Razón de amortiguamiento
ζ	Ángulo de retroceso de la pala
A	Área del disco
a	Pendiente de la curva de sustentación del perfil
b	Número de palas
c	Cuerda aerodinámica
C_L	Coeficiente de sustentación

c_s	Cuerda de la superficie de control
C_{l_0}	Coficiente de sustentación a cero ángulo de ataque
$C_{l_{max}}$	Coficiente de sustentación máximo
E	Módulo de elasticidad
G	Módulo de elasticidad por cortante
L	Fuerza de sustentación
M	Número de Mach
m	Masa de la pala
R	Radio del rotor principal
r	Localización radial en la pala
R_{efe}	Radio efectivo del rotor principal
T	Fuerza de empuje
t	Tiempo
V	Velocidad
V_∞	Velocidad del flujo libre
V_c	Velocidad de ascenso
x_p	Longitud de la punta de la pala
Re	Número de Reynolds

BET	Teoría de Elemento de Pala
CAE	Ingeniería Asistida por Computadora
CFD	Dinámica de Fluidos Computacional
FEA	Análisis de Elemento Finito
FEM	Método de Elemento Finito
FRF	Función de Respuesta en Frecuencia
SCS	Superficie de Control Secundaria

Agradecimientos

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento a mis padres, María de la Luz González y Miguel Saucedo, por apoyarme en cada decisión y proyecto, ya que son los principales promotores de mis sueños. Sin duda alguna a mi hermanos, Miguel, José, Alberto y Lupita, que estoy segura que celebran conmigo mis éxitos.

A quienes confían en mí, y son siempre incondicionales. Gracias a Erik G. Rojo por ser más que un compañero, por compartir este tiempo y ser parte fundamental.

Al Dr. Diego Ledezma Ramírez, asesor de mi tesis, por ser un gran apoyo en el transcurso de este trabajo de investigación y compartir sus conocimientos. Al Dr. Martín Castillo Morales por sus valiosas sugerencias e interés en la revisión del presente trabajo.

Al M. C. Pablo Emilio Pimentel, junto al equipo del Helipuerto de San Pedro Garza García, por ser parte clave en el desarrollo de la experimentación.

De manera especial al Dr. Octavio García Salazar, quien estuvo muy de cerca en mi formación académica a lo largo de estos dos años.

Al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica por brindarme la formación académica durante el posgrado.

A la Universidad Autónoma de Nuevo León por darme la oportunidad de iniciar y culminar mis estudios en esta institución.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología por el apoyo económico para la realización de mis estudios de posgrado.

Resumen

La principal fuente de vibración en un helicóptero es el rotor principal, ya que opera en un ambiente aerodinámico inestable, que conlleva a una distribución de flujo no uniforme, velocidades transónicas e interacción de vórtices en las puntas de las palas, lo que propicia una gran carga aerodinámica que produce vibraciones no deseadas. La importancia del control de vibración en un helicóptero, recae en mejorar la eficiencia de la aeronave en las diferentes condiciones de vuelo y por consiguiente la seguridad operacional; dar mayor comodidad a los pasajeros y proporcionar fiabilidad de los equipos aviónicos y mecánicos así como disminuir las cargas de fatiga en los componentes estructurales.

El objetivo de este trabajo de investigación se centra en proponer la geometría y ubicación de una superficie de control secundaria en la pala del rotor principal del Helicóptero Bell206L, para reducir la fuente de vibración que existe en la punta de las palas, mediante el cambio en los fenómenos aerodinámicos. Por lo tanto se plantea un análisis aeroelástico en la condición de vuelo estacionario, para el estudio del efecto de la superficie de control secundaria sobre las fuerzas aerodinámicas y a su vez el efecto de éstas sobre las propiedades modales. Realizando lo anterior se obtiene como resultado el comportamiento aerodinámico del conjunto de palas en la condición de vuelo estacionario y la respuesta en frecuencia de una pala, al implementar la superficie de control secundaria. De aquí se llega a resultados preliminares sobre la reducción de fenómenos de ruido y vibración.

Capítulo 1

Introducción

1.1 Antecedentes

Los helicópteros se encuentran sujetos a fuertes vibraciones y cargas de fatiga, y son más susceptibles a inestabilidades aeromecánicas, niveles de ruido excesivos, baja estabilidad en vuelo, poco rendimiento aerodinámico y envolventes de vuelo restringidas, en comparación con las aeronaves de ala fija. La mayor fuente de vibración es el rotor principal, el cual opera en un ambiente aerodinámico inestable, que conlleva a zonas de estancamiento de flujo, flujo transónico en las puntas de las palas e interacciones de vórtices.

Las aeronaves de ala rotativa son más complicadas aerodinámicamente, ya que el flujo que pasa a través del rotor del helicóptero es extremadamente difícil de definir. También desde el punto de vista mecánico, por la necesidad de controlar las fuerzas aerodinámicas requeridas en el rotor [1].

Para reducir esta problemática, se ha propuesto el movimiento de una superficie de control secundaria (conocida como *flap*¹) en las palas del rotor principal, donde se busca la supresión activa de las cargas vibratorias del mismo. Se realizan estudios paramétricos, fluido-estructurales y de análisis modal, para determinar el tamaño y ubicación óptimos, así como las amplitudes y deflexiones requeridas de la superficie de control para reducir los niveles de vibración y lograr un mejor desempeño de la aeronave.

¹Término en inglés para referirse a una superficie de control secundaria o hipersustentadora.

1.2 Problemas de Vibración en Helicópteros

Las fuentes de vibración en un helicóptero son: el rotor principal, el motor, el rotor de cola y la transmisión. La principal fuente es el rotor principal debido a la interacción aeroelástica de las palas flexibles [2].

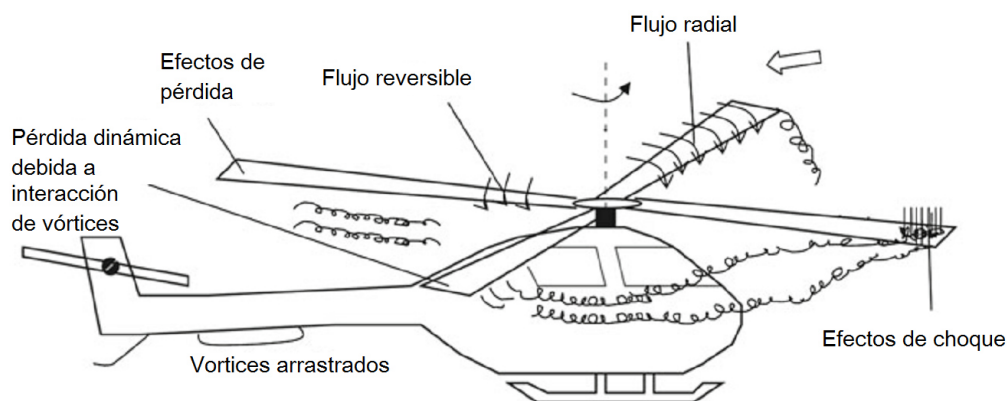


Figura 1.1. Efectos aerodinámicos en el rotor principal de un Helicóptero [2].

Los altos niveles de ruido en operaciones de descenso de un helicóptero así como las maniobras son la causa de la generación de un mecanismo de ruido conocido como interacción de vórtice en la pala (BVI²) [3]. Ocurre cuando se desprende flujo de la punta de la pala, y la estela choca con la siguiente pala, esta interacción es más grave en descenso y aterrizaje vertical [4].

1.2.1 Control Pasivo para Reducción de Ruido y Vibraciones

Existen muy pocos métodos para minimizar el nivel de ruido y vibraciones y mejorar las características en vuelo del rotor de un helicóptero. Uno de estos métodos es el diseño aeroelástico adaptado (*Aeroelastic Tailoring*³), que se da por cambios en la

²Por su nombre en inglés Blade-Vortex Interaction.

³El *diseño aeroelástico adaptado* de una estructura, involucra el proceso de diseño en el cual los materiales y dimensiones son seleccionados por características específicas las cuales a su vez mejoran el rendimiento general de la estructura [5].

forma de la pala y las propiedades dinámicas [6]. Este método depende de cambios hechos durante la manufactura, como:

- Cambio en los perfiles de palas.
- Distribución de los perfiles a lo largo de la pala.
- Torcimiento de la pala.

Las propiedades dinámicas adecuadas de la pala del rotor son obtenidas por selección de la distribución de masa y rigidez a lo largo de la envergadura y de la cuerda. Estos cambios son hechos principalmente para condiciones de vuelo específicas.

1.2.2 Control Activo para Reducción de Ruido y Vibraciones

El uso del control activo, es el camino más prometedor para minimizar el nivel de ruido y vibraciones en rotores de helicópteros, mejorando así las características de vuelo [7]. El control activo contrarresta el fenómeno aeromecánico, ya que se ajusta en condiciones de vuelo con sistemas inteligentes, que pueden trabajar con elementos como sensores y actuadores.

1.2.2.1 Control de Armónicos Altos

También llamado (HHC⁴), consiste en modificar el ángulo de cabeceo en la pala, con una excitación a frecuencias altas. Este sistema fue propuesto usando un sistema mecánico adicional de varillas de empuje conectadas al plato oscilante causando una inclinación adicional del ángulo de cabeceo [6].

⁴Por su nombre en ingles Higher Harmonic Contol.

1.2.2.2 Control de Pala Individual

Por sus siglas en inglés (IBC⁵), es similar al control HHC, la diferencia fundamental es que los cambios adicionales del ángulo de cabeceo son controlados individualmente para cada pala [8].

1.2.2.3 Rotores Inteligentes

Los rotores inteligentes son un nuevo enfoque a las aeronaves de ala rotativa con la aplicación de sistemas activos que se adaptan para cambiar las fuerzas generadas en el rotor dependiendo de la condición de vuelo [9]. Las cargas resultantes del rotor por la influencia de estos elementos pueden ser divididas en dos grupos:

- Cargas dinámicas (cambiando rigidez y amortiguamiento). El control de cargas dinámicas puede ser obtenido a través de:
 - Aplicación de elementos activos montados en la pala.
 - Cambios activos de amortiguamiento, rigidez o ambos en el eje del rotor o en la pala [10].
- Cargas aerodinámicas (cambiando la forma del perfil y ajustando las palas del rotor u otras partes). Las cargas aerodinámicas pueden ser controladas por:
 - Variación de ángulo de cabeceo.
 - Variación de la forma de la pala.
 - Usando elementos adicionales montados en o sobre la pala del rotor.

Otros métodos para cambiar la forma del perfil de la pala son en base al uso de actuadores que deforman la parte del borde de salida de perfil o la curvatura.

Los actuadores que más se han fabricado son con elementos piezoeléctricos o

⁵Individual Blade Control

aleaciones con memoria de forma (SMA⁶) [11]. Los elementos activos pueden ser montados en el borde de entrada o de salida de la pala.

Uno de estos métodos se propone en el helicóptero MD-900 Explorer [12], donde se modifica el sistema de rotor principal, incluyendo la actuación de un material inteligente. Utilizando una superficie de control en el borde de salida que es impulsada por un piezoeléctrico (PE), permitiendo reducir las vibraciones y el ruido, mejorando el rendimiento aerodinámico.

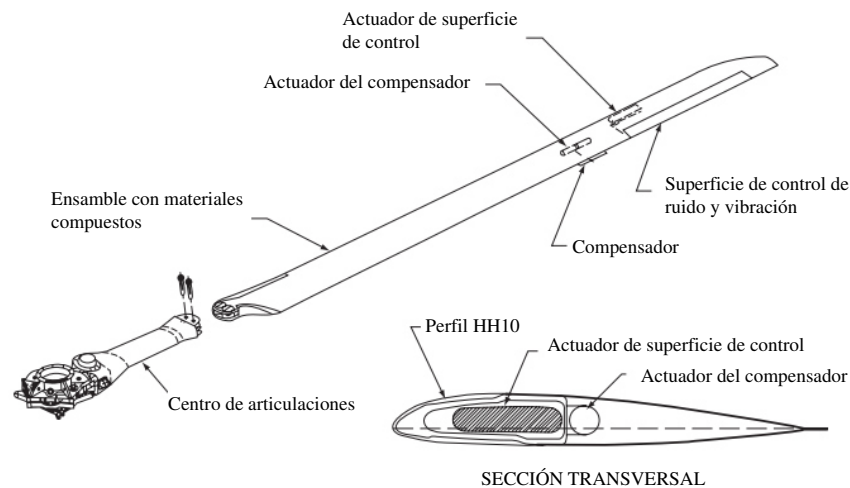


Figura 1.2. Pala del helicóptero MD-900 con superficie de control en el borde de salida y compensador [12].

Actuación de una Superficie de Control en el Borde de Salida

A partir de la idea de palas con superficies de control en el borde de salida, se han desarrollado nuevas tecnologías para la actuación con materiales inteligentes. Los actuadores deben ser ligeros, compactos, con alta densidad de energía y ancho de banda, siendo ideales para accionar las superficies de control en el borde de salida, ya que pueden acomodarse fácilmente dentro de la pala del helicóptero.

⁶Por su nombre en inglés Shape Memory Alloy.

1.3 Justificación

El rendimiento aerodinámico y los componentes estructurales de un helicóptero son limitados por altos niveles de vibración, sin embargo, existen varios métodos que se han utilizado para resolver estos problemas, cómo es el uso de absorsores dinámicos de vibración, aisladores y sistemas de control activo con sensores y actuadores.

El desarrollo de materiales inteligentes, ha permitido el diseño de superficies flexibles y adaptables; por ello se propone el diseño de una superficie de control para la pala del Helicóptero Bell 206L, que pueda ser adaptable en vuelo y permita cambiar las cargas dinámicas que se crean en las palas, disminuyendo así efectos de vibración.

Dentro de las aeronaves de ala rotativa existen diferentes configuraciones del rotor principal, algunas de mayor complejidad mecánica que otras. Aquellos con cabezas de rotor sin bisagras ni cojinetes, son de menor complejidad mecánica y peso, y por tanto el mantenimiento requerido disminuye, sin embargo, en este tipo de configuraciones se incrementan los niveles de vibración; entonces, llega a ser más importante la reducción de vibraciones en estos rotores. El rotor principal del Helicóptero Bell 206L tiene configuración semi-rígida, es decir, no tiene bisagras para el movimiento de retroceso, por ello, es más susceptible al bajo desempeño ocasionado por ruido y vibración.



Figura 1.3. Helicóptero Bell 206L en el Helipuerto San Pedro Garza García NL.

1.4 Objetivos

Proponer la geometría y ubicación de una superficie de control secundaria para la reducción de efectos de vibración en la pala del rotor principal del Helicóptero Bell206L, desarrollando un análisis aeroelástico para el estudio del efecto de la superficie de control secundaria sobre las fuerzas aerodinámicas.

Para lograr el objetivo general, descrito anteriormente, se requieren alcanzar los siguientes objetivos específicos.

- Obtener las propiedades del perfil aerodinámico, que incluyen características geométricas y comportamiento de coeficientes aerodinámicos.
- Calcular la distribución y desempeño aerodinámico del conjunto de palas a partir de un análisis teórico.
- Desarrollar el modelo por computadora de la pala del rotor, utilizando las dimensiones geométricas reales, que permitan visualizar la distribución de fuerzas aerodinámicas.
- Realizar un análisis numérico estructural, para obtener las propiedades modales de la pala, utilizando el modelo por computadora.
- Determinar las propiedades dinámicas de la pala a partir de un análisis modal experimental.
- Proponer las características geométricas de una superficie de control en el borde de salida y realizar análisis aeroelásticos para determinar el cambio en las propiedades dinámicas y fuerzas aerodinámicas en el conjunto de palas.
- Analizar los resultados obtenidos y evaluar si la propuesta de la superficie de control secundaria es viable.

1.5 Metodología

De acuerdo a la problemática establecida y los trabajos desarrollados con anterioridad, se propone la siguiente metodología. Partiendo de los datos conocidos del Helicóptero Bell 206L, para alcanzar los objetivos propuestos, se desglosan las siguientes actividades:

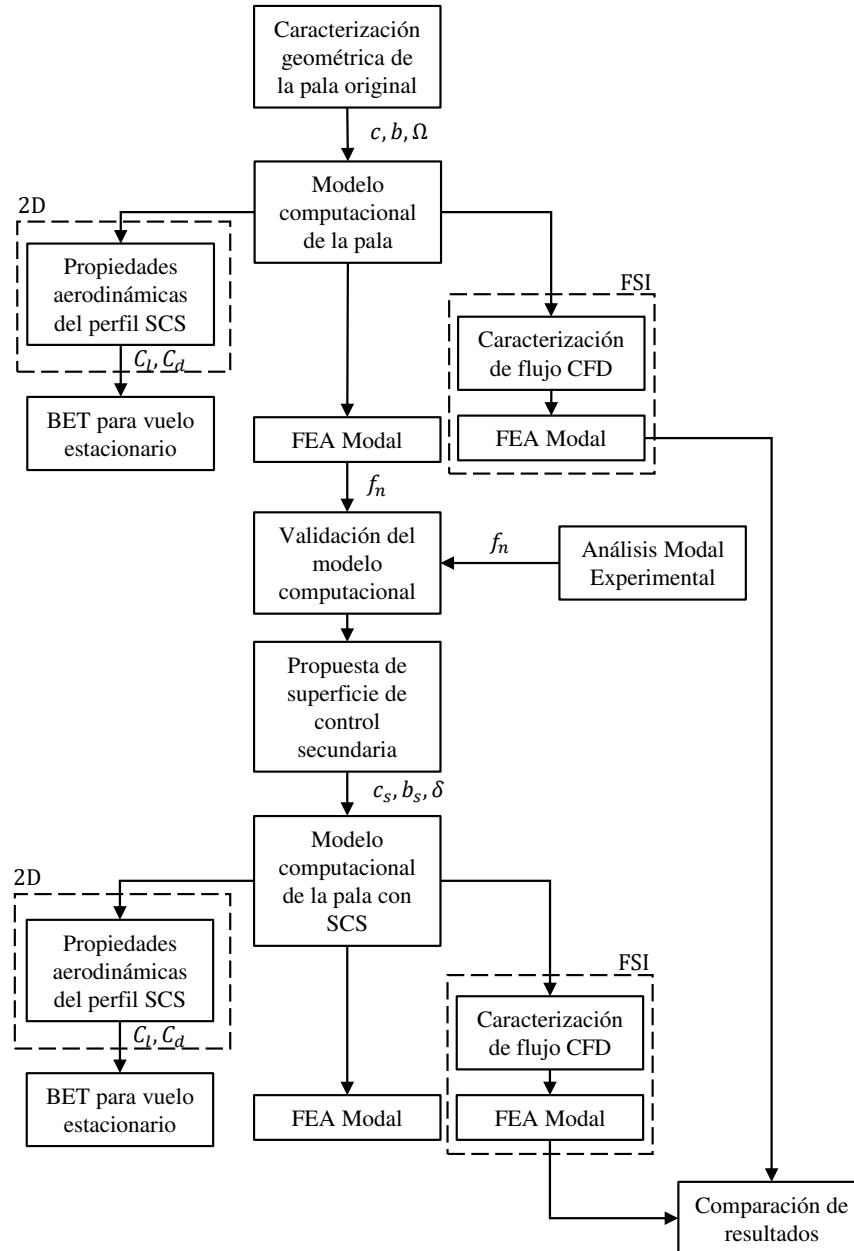


Figura 1.4. Diagrama de la metodología propuesta.

Caracterización de las Propiedades Aerodinámicas de la Pala

Determinar la geometría del perfil aerodinámico, así como los coeficientes de sustentación y resistencia al avance, para calcular las fuerzas aerodinámicas resultantes por el giro de las palas a partir de la Teoría de Elemento de Pala.

Modelado de la Pala por Computadora

Para el modelo por computadora de la pala se parte de la geometría del perfil, caracterizada en las primeras etapas de la investigación, y de las medidas especificadas en el manual de mantenimiento del fabricante.

Análisis Numérico Estructural

Los análisis numéricos se realizan utilizando el modelo por computadora a partir del método de elemento finito (FEM); con una discretización de elementos adecuada y las propiedades físicas de los materiales utilizados en la pala, se aproxima la respuesta en frecuencia de la pala, a partir de un análisis modal.

Análisis Modal Experimental

Se desarrolla una prueba experimental modal de vibración libre, para obtener la respuesta en frecuencia de la pala y así determinar frecuencias naturales, modos de vibración y razón de amortiguamiento.

Proponer una Superficie de Control Secundaria

Con los resultados obtenidos, es posible proponer el tamaño y localización a lo largo de la pala de la superficie de control secundaria, así como las deflexiones requeridas. Asimismo caracterizar las propiedades aerodinámicas del perfil con las dimensiones de la superficie de control en el borde de salida, de la misma forma que se realizaron al inicio de la metodología.

Análisis de Dinámica de Fluidos

A partir del modelo utilizado en la sección del análisis numérico modal, se construye el dominio para un análisis de dinámica de fluidos sobre el conjunto de dos palas, incluyendo la propuesta de la superficie de control secundaria. Se realiza un análisis que permita conocer el comportamiento de flujo en la condición de vuelo estacionario, esto incluye la distribución de presión, contornos de velocidad y el cambio en el comportamiento de flujo.

Análisis Modal por Elemento Finito

Para finalizar, se realiza nuevamente un análisis modal en simulación, que permita comparar el cambio en las frecuencias naturales y modos de vibración al tener diferentes ángulos de la superficie de control secundaria.

Interpretación de Resultados

Para culminar con la investigación, se realiza una comparación y análisis de los resultados obtenidos, seguido de una retroalimentación de la metodología propuesta y concluyendo con la contribución lograda.

1.6 Alcances

El alcance del presente trabajo consiste en proponer la geometría y localización de una superficie de control para cambiar las fuerzas aerodinámicas en una pala de un helicóptero. Limitándose a los análisis y simulaciones sobre las fuerzas aerodinámicas y el comportamiento dinámico estructural.

1.7 Esquema General de la Tesis

En el Capítulo 1, se describe el área de investigación de la presente tesis, el objeto de estudio, la problemática encontrada y una solución propuesta, así como su metodología. Además, los conceptos teóricos requeridos sobre la respuesta en frecuencia en estructuras, la aerodinámica en helicópteros, y la combinación de fenómenos estructurales debidos a cargas aerodinámicas, son desarrollados en el Capítulo 2. Los Capítulos posteriores, comprenden el desarrollo de la tesis; en el Capítulo 3 se lleva a cabo una caracterización de las propiedades geométricas y aerodinámicas del perfil de la pala, de manera teórica y utilizando herramientas CAE⁷. Para el Capítulo 4 se especifica el procedimiento para obtener las propiedades dinámicas a partir de un análisis modal experimental, así como los resultados obtenidos. A partir de estos resultados, en el Capítulo 5 se realiza la propuesta geométrica de una superficie de control secundaria, y se elaboran análisis para obtener el comportamiento del flujo de aire sobre el conjunto de palas afectado por el movimiento de la superficie de control. Finalmente en el Capítulo 6 se presenta la discusión de los resultados obtenidos, recomendaciones y las conclusiones finales de esta investigación.

⁷Ingeniería Asistida por Computadora o por su nombre en inglés *Computed Aided Engineering*.

Capítulo 2

Marco Teórico

2.1 Introducción

En este capítulo se desarrollan las bases teóricas bajo las cuales se realiza la investigación. Dentro de estos puntos se tienen los principales conceptos de Helicópteros, sus características aerodinámicas, y en específico, la condición de vuelo estacionario, ya que es el estado sobre el cual se llevan a cabo los análisis. Incluyendo además la teoría necesaria sobre el análisis modal y las propiedades dinámicas. Para finalizar con los principios básicos de la respuesta aeroelástica en helicópteros.

2.2 Conceptos Teóricos de Helicópteros

El helicóptero es una aeronave que usa alas rotativas, mejor conocidas como *palas*, para producir sustentación, propulsión y control. Las palas del rotor giran sobre un eje vertical describiendo un disco en un plano horizontal, o muy parecido a uno. Las fuerzas aerodinámicas son generadas por acción del movimiento relativo de las palas con respecto al aire, la inclinación del disco produce las componentes de fuerza y momentos para el control de vuelo. Las condiciones de vuelo de un helicóptero convencional incluyen vuelo estacionario, ascenso y descenso vertical, vuelo hacia adelante con inclinación, vuelo nivelado hacia adelante y auto-rotación.

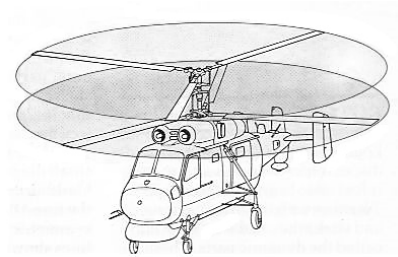
El sistema anti-torque evita que la aeronave gire sobre su propio eje por acción del momento generado por las palas, de aquí se derivan las principales configuraciones dependiendo de la posición de sus rotores, como se muestra en la Figura 2.1. La configuración más común en un Helicóptero es un rotor principal y un rotor de cola, ver Figura 2.1a.



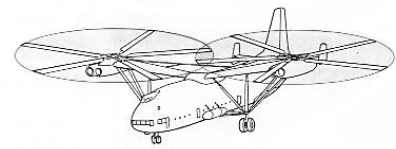
(a) Rotor principal único y rotor de cola.



(b) Rotores en configuración tándem.



(c) Rotores en configuración coaxial.



(d) Rotores en configuración de lado a lado.

Figura 2.1. Principales configuraciones de un Helicóptero [13].

2.2.1 Sistema del Rotor Principal

El sistema consiste en un solo rotor o dos rotores, cuando se tienen rotores duales, estos giran en dirección opuesta para contrarrestar el torque generado por cada uno. Un helicóptero convencional con un rotor consiste de dos o más palas, igualmente espaciadas unidas a un eje central, las palas son unidas mediante articulaciones que permiten tres movimientos principales:

- Aleteo (*flap*). Movimiento de flexión de la pala fuera del plano de rotación.
- Retroceso (*lag*). Rotación de la pala en dirección radial, es decir sobre el plano del disco.

- Cabeceo (*pitch*). Cambio del ángulo de ataque de la pala.

En general un rotor puede ser clasificado de acuerdo a su arreglo mecánico como: articulado, semi-rígido (oscilante) y rígido (sin articulaciones y sin cojinetes).

Rotor Articulado. Las palas son unidas al eje mediante articulaciones de aleteo y retroceso.

Rotor Semi-rígido (*Teetering*). Dos palas forman una estructura continua, son unidas al eje por bisagras que permiten aleteo oscilante, y no tiene bisagras para el movimiento de retroceso.

Rotor sin Articulaciones (*Hingeless*). Las palas están fijas sin ningún tipo de unión (alateo o retroceso), aunque si con un cojinete. La pala esta unida a través de la raíz en voladizo, de modo que el movimiento de la pala se produce por flexión de la raíz.

Rotor sin Cojinetes (*Bearingless*). En esta última configuración no hay bisagras ni cojinetes, el movimiento de aleteo y retroceso se da a través de una raíz flexible y el control del cabeceo se produce utilizando una barra de torsión.

2.2.2 Descripción Física de la Pala

Se detallan los elementos principales de la nomenclatura de un rotor, los parámetros fundamentales son: radio del rotor R , longitud medida desde el eje hasta la punta. Velocidad angular Ω , velocidad de giro del eje del rotor. Ángulo de azimuth de la pala ψ , definido como cero en la dirección de la corriente de flujo, y se mide desde la dirección de flujo al eje de la pala, en la dirección de rotación de la pala. Entonces, para una velocidad de rotación constante, se tiene la siguiente ecuación:

$$\psi = \Omega t \quad (2.1)$$

Cualquier localización radial en la pala r , se mide desde el centro de rotación hasta la punta.

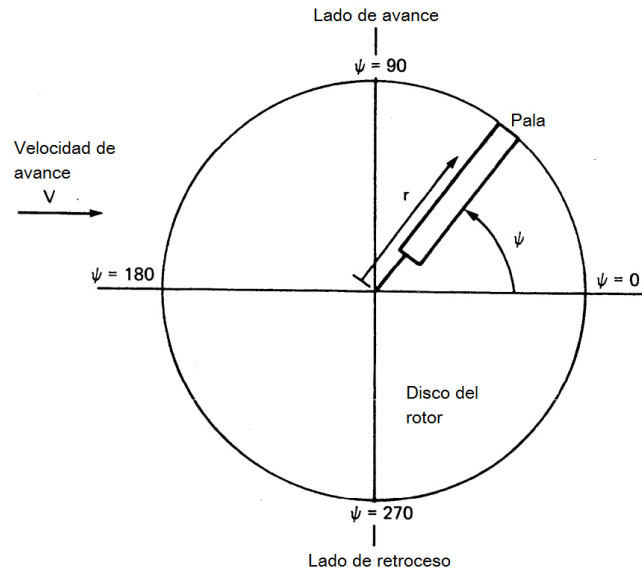


Figura 2.2. Descripción del disco del rotor [14].

Como se muestra en la Figura 2.2, se asume la dirección de rotación en sentido anti-horario. La dirección de avance se toma hacia la derecha, mientras que la dirección de retroceso al lado contrario.

2.2.3 Características Aerodinámicas de la Pala

La curva de sustentación es una de las características fundamentales que se debe determinar en una pala. Esta se define como el cambio en la sustentación con respecto al ángulo de incidencia del perfil.

2.2.3.1 Coeficiente de Levantamiento del Perfil

La Figura 2.3 muestra los principales elementos de una curva sustentación contra ángulo de ataque, y esta relación es descrita por la ecuación (2.2), la cual describe la zona lineal de la curva, o bien puede escribirse como la ecuación (2.3).

$$C_L = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha}(\alpha - \alpha_0) = a(\alpha - \alpha_0) \quad (2.2)$$

$$C_L = a\alpha + C_{l_0} \quad (2.3)$$

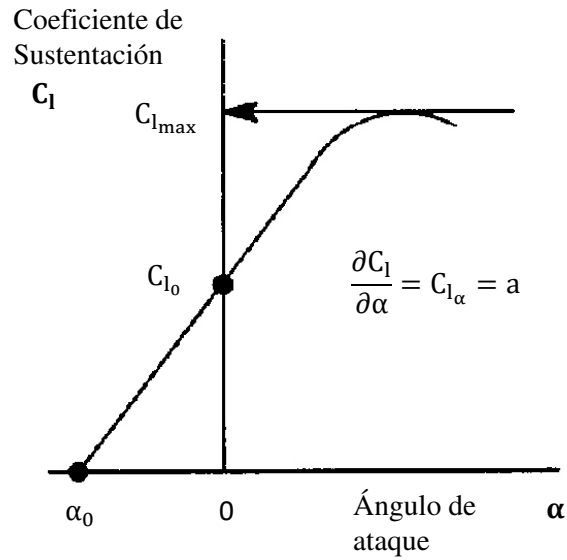


Figura 2.3. Curva de sustentación [15].

donde

C_L = Coeficiente de sustentación

C_{l_0} = Coeficiente de sustentación a cero ángulo de ataque

a = Pendiente de sustentación

α = Ángulo de ataque

α_0 = Ángulo de ataque en cero sustentación

2.2.4 Movimientos Básicos de la Pala

El movimiento básico de una pala se considera como la rotación de un cuerpo rígido en tres ejes sobre la raíz, la cual está sujeta al centro del rotor. Teniendo como movimientos, el aleteo, el retroceso y el cabeceo, los cuales son medidos a partir de ángulos de rotación, que se muestran esquemáticamente en la Figura 2.4:

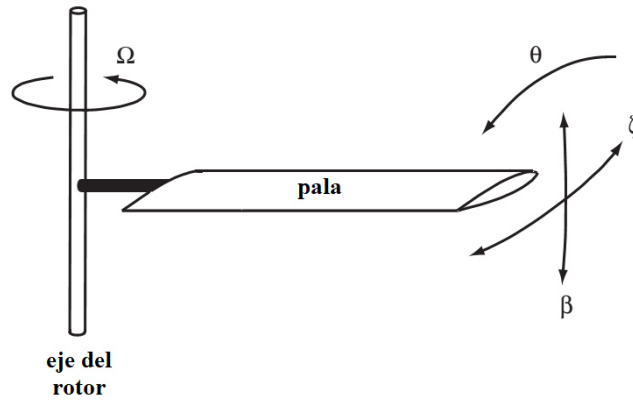


Figura 2.4. Movimientos fundamentales de la pala [16].

Ángulo de aleteo (β). Este grado de libertad produce movimiento fuera del plano del disco de rotación, es positivo para un movimiento hacia arriba, dado que es producido por la fuerza de empuje de la pala.

Ángulo de retroceso (ζ). Se da cuando se produce un movimiento en el disco de rotación, el ángulo es positivo cuando la rotación es opuesta a la dirección de rotación del rotor, ya que es producido por las fuerzas de resistencia al avance en la pala.

Ángulo de cabeceo (θ). Es producido por la rotación de la pala alrededor de una bisagra o cojinete en la raíz con el eje de cabeceo paralelo a la envergadura de la pala. El cabeceo es positivo si el borde de ataque se mueve hacia arriba.

2.3 Vuelo Estacionario

El vuelo estacionario¹, es el estado de operación en el cual, no existe velocidad relativa del aire con respecto al rotor en ninguna dirección, ya sea vertical u horizontal. Un análisis en vuelo estacionario se realiza principalmente para predecir las fuerzas generadas y la potencia requerida por las palas.

2.3.1 Teoría de Elemento de Pala

Esta teoría considera las características aerodinámicas del perfil de la pala para obtener una relación entre el empuje realizado por las palas y la velocidad en el rotor. Teniendo como consideraciones un ángulo pequeño de incidencia del flujo ϕ , con respecto a la pala.

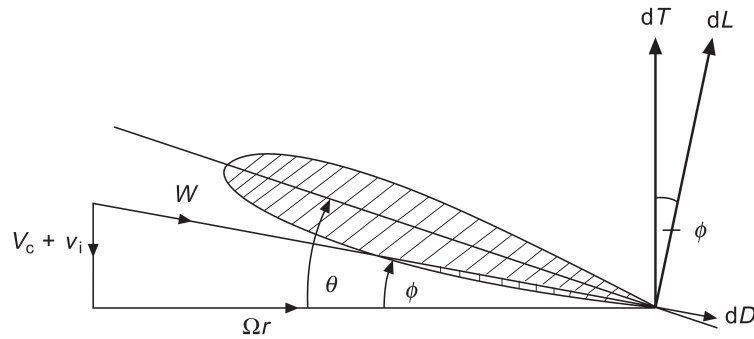


Figura 2.5. Componentes de fuerzas en un elemento de la pala [17].

La representación de un elemento en la pala esta dada por su cuerda y una longitud discreta dr , tomando en cuenta la variable r , como el radio sobre el eje de rotación. De acuerdo a la Figura 2.5, se describe el ángulo geométrico de cabeceo θ , relativo al plano de rotación.

En vuelo vertical, se tiene una velocidad de ascenso V_c , y una velocidad inducida v_i , producidas por el ángulo de incidencia ϕ . Por lo tanto ϕ , esta dado por la siguiente

¹conocido por su nombre en ingles *Hover*.

relación:

$$\tan \phi = \frac{V_c + v_i}{\Omega r}$$

Siguiendo la consideración para ángulos pequeños de ϕ se tiene;

$$\phi = \frac{V_c + v_i}{\Omega r} \quad (2.4)$$

La sustentación en un elemento de la pala se describe entonces, para un ángulo de incidencia pequeño como una aproximación de:

$$dL = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^2 C_{Lc} dr \quad (2.5)$$

Sustituyendo la ecuación (2.3) correspondiente a la curva de sustentación, teniendo en cuenta que el ángulo de ataque en el elemento está dado por $\theta - \phi$.

$$dL = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^2 (a(\theta - \phi) + C_{l_0}) dr \quad (2.6)$$

Sí ϕ es un ángulo pequeño, se puede aproximar el empuje generado en cada elemento como $dL \approx dT$. Siendo el empuje la fuerza perpendicular al plano de rotación, el empuje total se calcula como:

$$T = \frac{1}{2} \rho b \Omega^2 \int_0^R c (a(\theta - \phi) + C_{l_0}) r^2 dr \quad (2.7)$$

definiendo la integral desde el centro de rotación hasta el radio total de la pala, para un número de palas b .

Se definen las siguientes relaciones adimensionales:

$$\lambda_c = \frac{V_c}{\Omega R}, \quad \lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R}, \quad x = \frac{r}{R}$$

utilizando estos valores adimensionales sobre la ecuación anterior, se tiene una representación paramétrica del empuje total en la ecuación (2.8):

$$T = \frac{1}{2} \rho b \Omega^2 c R^3 \int_0^1 [a (\theta x^2 - (\lambda_c + \lambda_i)x) + C_{l_0} x^2] dx \quad (2.8)$$

2.3.2 Cálculo del Ángulo de Incidencia del Flujo

Para realizar el cálculo de fuerzas aerodinámicas sobre el rotor, se requiere del ángulo de incidencia de flujo y las condiciones de operación. El ángulo de incidencia de flujo cumple la relación dada por la ecuación (2.4), y el empuje por cada elemento en el disco del rotor esta dado por la siguiente ecuación:

$$dT = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^2 (a(\theta - \phi) + C_{l_0}) dr \quad (2.9)$$

de acuerdo a la Teoría de Momento para un movimiento angular se tiene definida la ecuación siguiente:

$$dT = 4\pi \rho (V_c + v_i) v_i r dr \quad (2.10)$$

reescribiendo estas ecuaciones en términos de λ_i , λ_c y x , y de la solidez del rotor en base al radio local $\sigma = bc/\pi R x$, se tiene:

$$\lambda_i^2 + \left(\lambda_c + \frac{a\sigma x}{8} \right) \lambda_i - \frac{a\sigma x}{8} \left(\theta - \frac{\lambda_c}{x} \right) = 0 \quad (2.11)$$

En la condición de vuelo estacionario $\lambda_c = 0$, por lo tanto $\phi = v_i/\Omega r = \lambda_i/x$, entonces, se puede reescribir la ecuación (2.11) como:

$$\phi^2 + (a\sigma/8)\phi - (a\sigma/8)\theta = 0 \quad (2.12)$$

2.3.3 Modelos de Estela del Rotor

Dado que el único flujo a través del rotor en vuelo estacionario es debido al campo de velocidad creado por los vórtices continuos y por las *láminas de vórtice*, y puesto que la distribución de la vorticidad es determinada por este campo de velocidad, el problema para calcular el flujo se vuelve extremadamente complejo y no es factible una solución puramente analítica.

Goldstein presenta en [17] un análisis más exacto para láminas de vórtices, que se muestra gráficamente en la Figura 2.6, en función de un factor k , del número de palas, la posición radial del elemento, y el flujo de incidencia ϕ , en este caso para 2 palas.

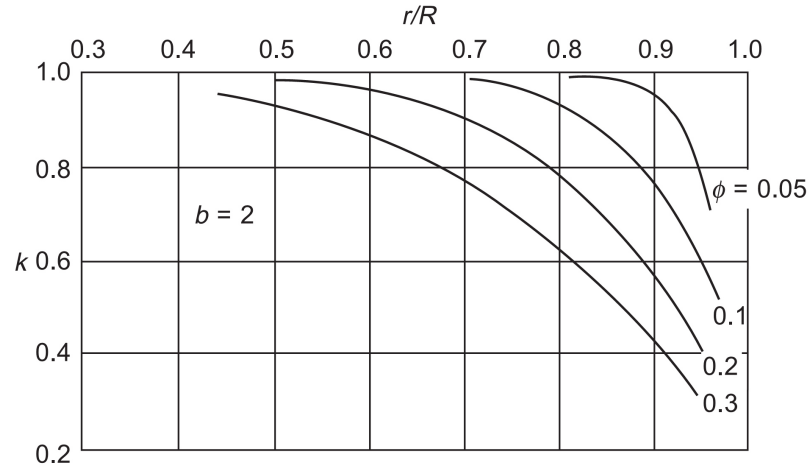


Figura 2.6. Factores de circulación de Goldstein [17].

2.4 Fundamentos del Análisis Modal

El análisis modal es el proceso de determinar las características dinámicas inherentes de un sistema en frecuencias naturales, factores de amortiguamiento y formas modales, y utilizarlas para formular un modelo matemático para conocer su comportamiento dinámico. El modelo matemático se conoce como el modelo modal del sistema y la información para las características como sus datos modales [18].

2.4.1 Aplicaciones

Las aplicaciones del análisis modal están relacionadas con el modelo modal, la solución de problemas y el análisis. Algunas aplicaciones engloban directamente datos modales de una medición, mientras que otras usan estos datos para un análisis posterior. A continuación se describen algunas aplicaciones importantes.

2.4.1.1 Correlación de un Modelo de Elemento Finito con Resultados Experimentales

Un modelo de elemento finito (FEM²), esta formado de matrices de masa y rigidez, sin embargo debido a la complejidad e incertidumbre de alguna estructura, no es realista esperar que tal modelo sea fielmente representativo. Una aproximación esencial sería tomar una medición de la estructura, obtener su modelo modal y correlacionarlo con el modelo de elemento finito. La base de esta correlación, es que el modelo modal (aunque incompleto debido a la falta de un número suficiente de modos de vibración y la localización de mediciones), representa el comportamiento dinámico de la estructura, por lo tanto se puede utilizar para corregir el modelo de elemento finito.

²Por su nombre en inglés *Finite Element Method*.

2.4.1.2 Modificaciones Estructurales

Una modificación estructural realiza cambios en la masa, rigidez o amortiguamiento de un sistema dinámico. Estos cambios físicos alteran el comportamiento dinámico del sistema. Usando un modelo modal y la simulación se puede derivar el efecto en el comportamiento por cambios estructurales reales. Esto es útil en el diseño para optimizar las características dinámicas de un nuevo diseño o mejorar el comportamiento dinámico de una estructura.

2.4.1.3 Predicción de Respuesta

Ya que se tiene un modelo modal de una estructura, determinado de manera adecuada, es posible predecir la respuesta estructural para cualquier fuerza de entrada. Un modelo modal obtenido experimentalmente proporciona factores de amortiguamiento que son esenciales para la predicción exacta de una respuesta.

2.4.1.4 Detección de Daño Estructural

La detección de daños estructurales invisibles es prioridad en la industria de la aeronáutica. La detección de un daño estructural con un análisis modal, se basa en que las respuestas dinámicas de una estructura varían debido a un daño inherente, así es posible identificar el daño a partir de una variación en la respuesta estructural, ya que existe una relación entre el daño y el cambio en los parámetros modales de una estructura.

2.4.1.5 Control de Vibración

Para el control activo de vibraciones en una estructura, es imperativo que exista un modelo matemático preciso que delimite sus características dinámicas, entonces el análisis modal es una buena herramienta para obtener esta información.

2.4.2 Análisis Modal Experimental

Una prueba modal es una técnica experimental utilizada para obtener el modelo modal de un sistema vibratorio lineal invariante en el tiempo (LTI³). La base teórica se da al establecer la relación entre la respuesta de vibración y la excitación en la misma u otra ubicación en función de la frecuencia de excitación. Esta relación se conoce como función de respuesta de frecuencia o FRF⁴. Las combinaciones de excitación y respuesta en diferentes lugares conducen a un conjunto completo de funciones de respuesta en frecuencia (FRFs) que pueden ser representadas colectivamente por una matriz FRF del sistema.

2.4.2.1 Función de Respuesta en Frecuencia

El objetivo de un análisis modal experimental es adquirir una función de la respuesta en frecuencia (FRF) de una estructura. Un análisis en el dominio del tiempo es obtenido, ya sea por una respuesta a un impulso libre, o debido a excitaciones ambientales. Existen variedad de métodos para llevar a cabo este tipo de mediciones, el método más común consiste en excitar una estructura con una fuerza conocida y medir tanto la fuerza de entrada como la respuesta sobre la estructura, como resultado se obtienen un grupo de datos de FRF que pueden utilizarse en el análisis modal para construir un modelo modal de la estructura.

El análisis modal experimental es una identificación de sistemas; el enfoque tradicional es proporcionar una entrada conocida, medir la salida y proceder con la identificación del sistema. Para la medición, se usa una entrada de fuerza para que la FRF pueda derivarse directamente de la información de fuerza y respuesta. La fuerza de excitación puede ser aleatoria, senoidal, periódica o de impacto; teóricamente, el tipo de fuerza no importa ya que la FRF se define como la relación entre la respuesta y la fuerza.

³De su nombre en inglés *Linear Time Invariant*.

⁴Por sus siglas en inglés *Frequency Response Function*.

El supuesto de que la estructura de prueba se comporta de forma lineal es esencial para obtener una medición FRF precisa. Para una estructura que no sigue la suposición de linealidad, sabemos que el análisis modal normal a partir de los datos FRF medidos sólo puede representar un modelo matemático linealizado para la estructura. La otra suposición esencial es la propiedad de reciprocidad de la estructura. Además, la medición de FRF no puede tener éxito si las propiedades dinámicas de una estructura varían durante la medición, por esta razón, se requiere que sea invariante en el tiempo.

La *gráfica de fase* de una FRF puede proporcionar información adicional, ya que teóricamente, un modo de vibración causaría un cambio de fase de 180 grados, y con la presencia de amortiguamiento, el cambio de fase es menor. Para una medición real, el diagrama de fase es muy sensible al ruido, esto significa puede haber cambios de fase debido a razones distintas a la resonancia, para este caso, la gráfica de fases no es una fuente útil de información para identificar los modos de vibración.

Por último, durante una prueba modal con excitación aleatoria o de impacto, es aconsejable inspeccionar visualmente la llamada *función de coherencia*. La función de coherencia representa un nivel estadístico de confianza en la estimación de una FRF obtenida a partir de la medición y también es un índice del grado de causalidad entre la entrada y la salida (es decir, si el valor medido como respuesta es enteramente debido a la entrada medida). La mala coherencia puede deberse a una serie de factores de carácter aleatorio o sistemático, por ejemplo, la contaminación acústica aleatoria de las mediciones, las fugas, la resolución de frecuencias insuficiente o las no linealidades en la estructura. Sin embargo, las fuentes aleatorias de error generalmente se pueden minimizar tomando muchos promedios [19].

2.4.2.2 Configuración General de una Medición

Una medición típica se constituye por tres partes. Tomando un caso con una simple entrada y salida, la primera parte consiste en generar la fuerza de excitación y aplicarla a la estructura de prueba. La segunda parte en medir y adquirir los datos de respuesta y la tercera parte en proporcionar el procesamiento de señal para derivar los datos de una FRF a partir de la fuerza y la respuesta.

La primera parte de la configuración es un mecanismo de excitación donde se aplica una fuerza de suficiente amplitud y frecuencia a la estructura. Hay diferentes tipos de equipos de excitación que son capaces de excitar una estructura; los dos más comunes son el agitador electrodinámico (*shaker*) y el martillo (*hammer*).

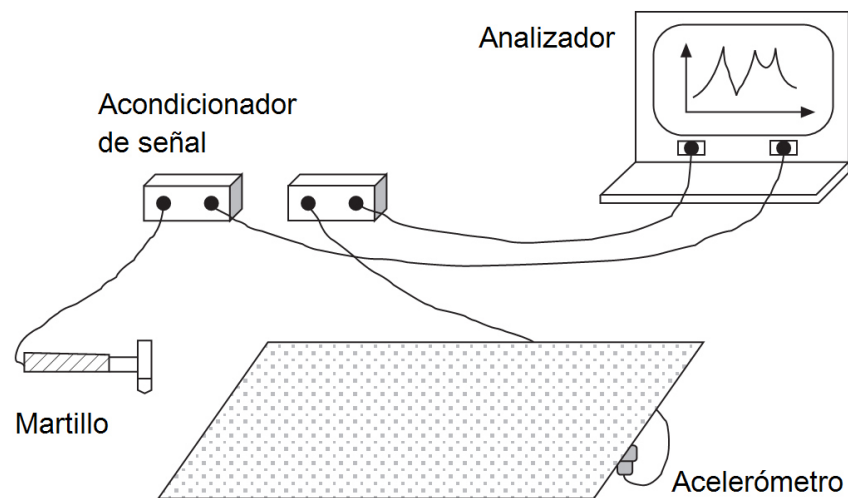


Figura 2.7. Configuración de la medición con excitación de martillo [18].

2.4.2.3 Mecanismos de Exitación

Un martillo es un dispositivo que produce un pulso de fuerza de excitación a la estructura de prueba. Consta de una punta, un transductor de fuerza, una masa de equilibrio y un mango. La punta del martillo se puede cambiar para alterar la dureza, los materiales típicos para la punta son; caucho, plástico y acero. La dureza

de la punta junto con la superficie de la estructura a ensayar, está directamente relacionada con la gama de frecuencias de la fuerza del impulso de entrada. Este es el único mecanismo para controlar los componentes de frecuencia de la excitación en una prueba de martillo.

Un agitador electromagnético, también conocido como agitador electrodinámico, es el otro de los elementos más comunes utilizados en la prueba modal. Consiste en un imán, un bloque móvil y una bobina en el imán. Cuando una corriente eléctrica procedente de un generador de señales pasa a través de la bobina dentro del agitador, se genera una fuerza proporcional a la corriente y la densidad de flujo magnético que impulsa el bloque móvil. Un agitador electromagnético tiene una amplia frecuencia, amplitud y rango dinámico.

2.4.2.4 Mecanismo de Medición de la Respuesta

Un acelerómetro es el sensor más común para la prueba modal, mide la aceleración de una estructura y emite la señal en forma de voltaje; esta señal será transformada por un acondicionador de señal antes de ser procesada por un analizador, otro hardware o software. El acelerómetro no asume las propiedades de la estructura medida como la linealidad, un acelerómetro sólo registra la aceleración en el lugar de medición.

2.4.2.5 Fuerzas de Excitación

El método de excitación es importante para llevar a cabo pruebas precisas, en la práctica la exactitud de los datos de una FRF dependen entre muchos factores de la elección del tipo de excitación. Se describen de manera breve los métodos más comunes.

Sinusoidal Una entrada sinusoidal es la más tradicional en una prueba modal, la fuerza contiene una sola frecuencia, y la excitación se realiza en una banda de frecuencias permitiendo que la estructura tenga una vibración armónica. Esta excitación es efectiva para una estructura con alto nivel de vibración.

Aleatoria Contiene todas las frecuencias dentro de un rango de frecuencias. Para una estructura que se comporta de forma no lineal, la excitación aleatoria tiene la tendencia a linealizar el comportamiento en la medición. La función de respuesta de frecuencia derivada de la medición de excitación aleatoria será entonces la FRF linealizada. Esta FRF a pesar de no proporcionar más información sobre la no linealidad, es una función muy útil, ya que se percibe como la mejor estimación de FRF para la estructura. Además modela correctamente la cantidad de disipación de energía de la estructura durante la vibración.

Impacto El dominio del tiempo de un impacto es un impulso con frecuencia incontrolable. En términos de hardware, es relativamente más simple, conveniente y portable para pruebas en campo y laboratorio. Evita el problema de interacción entre la estructura debido a la ausencia de conexión física, esto se traduce en que es posible medir cantidades precisas de amortiguamiento.

2.5 Respuesta Aeroelástica en Helicópteros

Si en el análisis de un sistema dinámico estructural se incluye una carga aerodinámica, entonces el fenómeno dinámico resultante puede ser clasificado como un fenómeno aeroelástico.

Las cargas aerodinámicas en una pala de un helicóptero varían considerablemente alrededor del disco del rotor a medida que el helicóptero se mueve, sin embargo en vuelo constante estas cargas son periódicas. Las fuerzas del rotor y los momentos

que causan la vibración son transmitidos al fuselaje desde las palas al centro del rotor y luego, por medio del eje de transmisión del rotor principal a la caja de cambio y finalmente al fuselaje en los puntos de unión de la caja de cambios.

Estas cargas surgen de las fuerzas aerodinámicas sobre las palas del rotor, junto con las fuerzas de inercia producidas por los movimientos de aleteo y retroceso de la pala; existe un movimiento elástico en las puntas en respuesta a estas fuerzas aerodinámicas. La distribución de flujo no uniforme por acción del movimiento de las palas, propicia la creación de vórtices en las puntas, y se tiene además un encuentro de una pala y el vórtice de punta de la pala anterior. El vórtice de punta induce una gran carga aerodinámica, y se da en aumento la separación de flujo muy cerca de la punta, esta creación de flujo inestable produce vibraciones no deseadas.

Los fenómenos aeroelásticos en un helicóptero pueden ser clasificados por sus grados de libertad, los cuales se encuentran acoplados [20]. La dinámica de una sola pala es de interés, aunque el acoplamiento entre palas puede estar presente a través del sistema de control de cabeceo o de la aerodinámica de una estela. Los grados de libertad de una sola pala incluyen el movimiento de un cuerpo rígido en el caso de un sistema articulado así como el movimiento elástico, los movimientos elásticos de interés incluyen flexión en dos direcciones y torsión, éstas deformaciones elásticas son generalmente acopladas.

Además los problemas aeroelásticos de una pala individual y los grados de libertad pueden acoplarse con los grados de libertad del cuerpo rígido del fuselaje en vuelo, así como las deformaciones elásticas del fuselaje. En efecto, un modelo aeroelástico completo de un helicóptero involucra un modelo dinámico con un gran número de grados de libertad.

2.5.1 Problemas de Vibración

La vibración en general se puede dividir en dos tipos: externa y auto-excitada. La vibración externa es aquella en la cual, teniendo un sistema de masa, resorte y amortiguador, éste es forzado a vibrar por alguna fuerza externa. La amplitud de la vibración puede variar dependiendo de la proporción de los elementos en el sistema y de la frecuencia de la fuerza aplicada [21].

La vibración auto-excitada es aquella en la cual no se requiere una fuerza externa, cuando este tipo de vibración ocurre, el sistema está en estado inestable y cualquier pequeña perturbación puede ocasionar una oscilación de amplitud creciente. Algunos ejemplos de vibración auto-excitada en un helicóptero convencional son: la « *resonancia en tierra* » y el « *aleteo inestable*⁵ ».

Esencialmente en la *resonancia en tierra*, ocurre el movimiento de retroceso acoplado con una oscilación traslacional de la cabeza del rotor. Este es un mecanismo de vibración que involucra el movimiento de las palas sobre sus bisagras y el movimiento del helicóptero en conjunto con el tren de aterrizaje. Cuando las frecuencias de los dos movimientos se aproximan ocurre una agitación violenta en la aeronave, y si no es amortiguada podría resultar en una completa destrucción.

Cuando se da la condición de *aleteo inestable*, en la pala ocurre un fenómeno acoplado de flexión y torsión debido a las fuerzas aerodinámicas. Otro ejemplo peculiar de vibración auto-excitada que se encuentra en la operación de rotores conformados por dos palas, es un fenómeno llamado « *palas entrelazadas*⁶ », por la apariencia de las trayectorias trazadas por las puntas de las palas, este tipo de condición puede ser una estabilidad aerodinámica o un tipo de *aleteo inestable*.

⁵Mejor conocido por su nombre en inglés *flutter*.

⁶Por su nombre en inglés *blade weaving*.

2.5.1.1 Fuentes de Energía para Vibración Forzada

Las fuentes de energía que suministran las fuerzas alternantes al helicóptero son tres: fuerzas del aire que actúan en los rotores, vibraciones del motor y fuerzas del aire que actúan en el fuselaje y las partes no rotativas, de las cuales, las dos primeras tienen mayor importancia; las vibraciones del motor son importantes con respecto a la comodidad del piloto y fatiga estructural.

2.5.1.2 Fuerzas de Excitación Aplicadas a las Palas del Rotor

Las fuerzas aerodinámicas alternantes que actúan sobre la pala del rotor, se deben casi en su totalidad a las variaciones periódicas encontradas en el vuelo hacia adelante. El vuelo estacionario es esencialmente una condición constante, y las fuerzas aerodinámicas periódicas que surgen son debido a efectos secundarios, tales como la perturbación al pasar cerca de vórtices.

2.5.1.3 Flexión Periódica en las Palas

Las palas del rotor no son rígidas, sino que se flexionan tanto en la dirección de aleteo como de retroceso. De hecho, la pala de un rotor se comporta más como una cuerda, que como una varilla rígida. La pala puede doblarse en cualquiera de sus modos naturales, como se muestra en la Figura 2.8. La frecuencia con que se producen estos modos de flexión, depende de las características de distribución de masa y rigidez de la pala, así como de la velocidad de rotación de la pala.

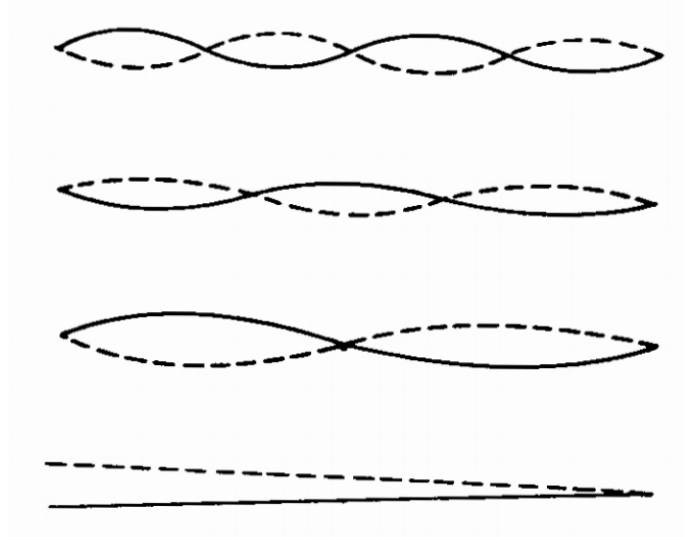


Figura 2.8. Modos naturales de flexión en la pala [21].

Debido a que la fuerza centrífuga tiene un efecto de rigidez en el sistema, la frecuencia natural de cada modo aumenta a medida que aumenta la velocidad de rotación. Se ha encontrado que para las palas de distribución convencional de masa y rigidez, el primer modo natural de flexión se produce a una frecuencia entre dos y tres veces la velocidad del rotor.

Capítulo 3

Pala del Rotor Principal:

Caracterización

3.1 Introducción

En este capítulo se detallan las especificaciones estructurales y de operación que se refieren al rotor principal, y en específico de las palas. Se realiza la caracterización del perfil aerodinámico de la pala a partir de análisis numéricos por volumen finito y la Teoría de Línea de Sustentación¹. Seguido del cálculo de la distribución de empuje o fuerza de sustentación generada por el movimiento de las palas a partir de la Teoría de Elemento de Pala (BET²), teniendo en cuenta solo factores aerodinámicos. Por la parte estructural, se logra un análisis modal por elemento finito de la pala, considerando las especificaciones técnicas y geométricas proporcionadas por el fabricante.

¹Dado su nombre en inglés *Lifting Line Theory*.

²Por el término en inglés *Blade Element Theory*.

3.2 Especificaciones de Helicóptero Bell 206L

El helicóptero Bell 206L, es utilizado en transporte corporativo, servicio público, ambulancias aéreas, para apoyo en plataformas petroleras y control de incendios. Tiene la capacidad de albergar a un piloto y hasta seis pasajeros, o el equivalente en equipo y material para las tareas correspondientes de rescate y apoyo.

Es un helicóptero con una configuración estándar de un rotor principal y un rotor de cola. El rotor principal pertenece a la categoría de rotores semi-rígidos, dicho rotor esta conformado por dos palas. La cabeza del rotor está diseñada con un ángulo de pre-cono, el sistema de sujeción de la pala es montado con bisagras para el movimiento de paso o retroceso, y el movimiento de aleteo se da por simple flexión de cada pala.



Figura 3.1. Rotor principal Helicoptero Bell 206L.

3.2.1 Rotor Principal

Las características de operación del rotor principal utilizadas se obtienen del Manual de Mantenimiento del fabricante [22], estas son desglosadas en la Tabla 3.1.

Tabla 3.1. Parámetros de operación y dimensiones del rotor principal [22].

Diámetro	37 <i>ft</i> (11.27 <i>m</i>)
Cuerda	1 <i>ft</i> 0.96 <i>in</i> (0.3292 <i>m</i>)
Área del disco	1075.2 <i>ft</i> ² (99.89 <i>m</i> ²)
Torcimiento	11° <i>aprox</i>
Ángulo de aleteo	± 8.5°
RPM	394

En la Figura 3.2, se detalla el esquema de la pala, donde se divide por estaciones, que indican la longitud sobre la envergadura de la pala en pulgadas, cabe resaltar que las más importantes para este análisis son las la estación 18.5 que corresponde al punto de sujeción de la pala y la estación 218.87, donde se considera la envergadura total de la pala. Teniendo por tanto, para cálculos aerodinámicos un radio efectivo, $R_{efe} = 5.559 \text{ m}$ y una punta de $x_p = 0.076 \text{ m}$ con un radio total $R = 5.635 \text{ m}$.

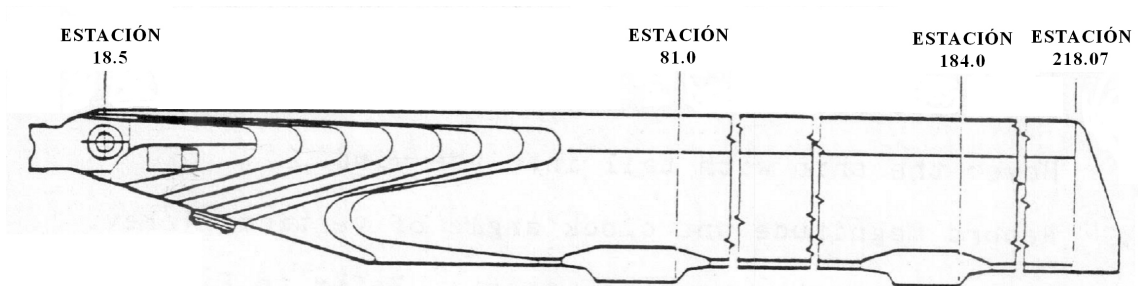


Figura 3.2. Esquema de la pala del rotor principal [22].

3.3 Caracterización del Perfil Aerodinámico

La geometría del perfil aerodinámico se determina a partir del dibujo a escala que se encuentra en el Manual de Mantenimiento, mostrado en la Figura 3.3. El perfil de la pala esta compuesto estructuralmente por cinco elementos: larguero, espaciador,

núcleo, piel y franja en el borde de salida. Del contorno de este perfil se obtuvieron los puntos en coordenadas (x, y) que delimitan la forma del perfil aerodinámico; es escalado de manera unitaria para facilitar cálculos adimensionales. Ver apéndice A.

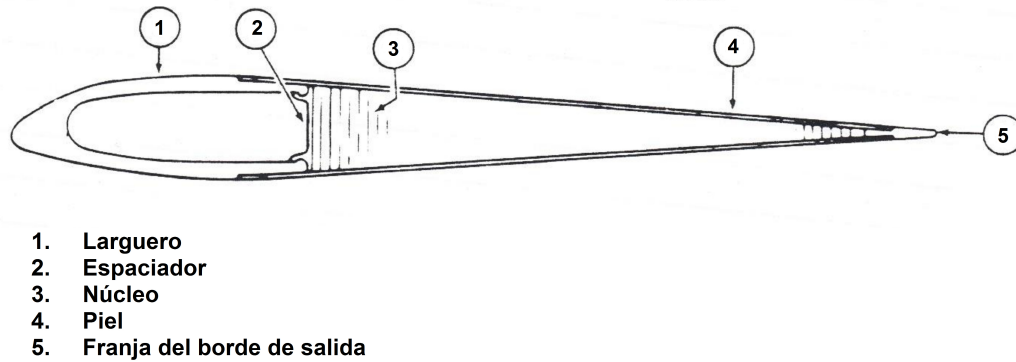


Figura 3.3. Esquema del perfil aerodinámico [22].

La caracterización aerodinámica de las curvas de sustentación del perfil anterior, se muestran en la Figura 3.4, se obtuvieron a partir del código de XFLR5 de acuerdo a la Teoría de Línea de Sustentación y a partir de una simulación de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) en ANSYS-Fluent[®]. El número de Reynolds al que se encuentra la punta de la pala en operación corresponde a $Re = 6.2 \times 10^6$, esta es la mayor velocidad que puede alcanzar cualquier sección de la pala, esto de acuerdo al dato de la velocidad de giro especificada en el manual. Se utiliza como primera aproximación este valor del número adimensional, en los análisis aerodinámicos que se presentan en la Figura 3.4. Posteriormente se realizan los mismos análisis para números de Reynolds más bajos utilizando solamente el código XFLR5, pues permite obtener resultados en un menor tiempo, estos datos se muestran en las Figuras 3.5 y 3.6.

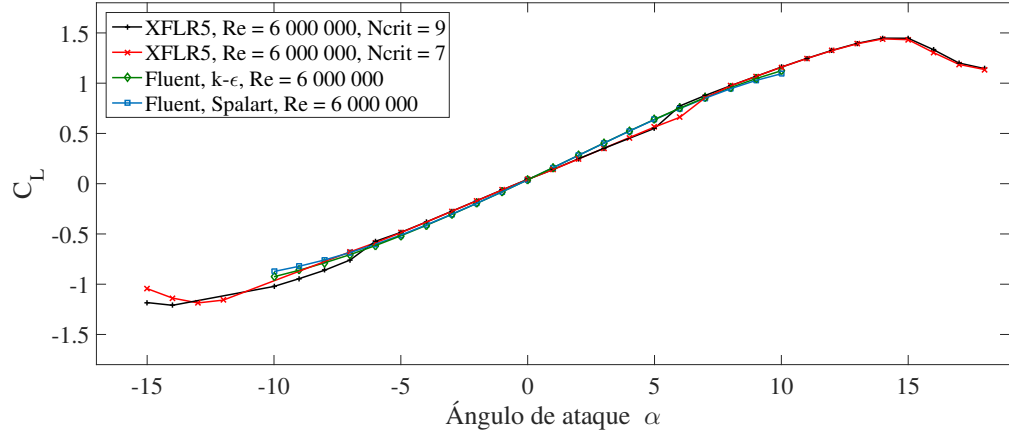


Figura 3.4. Curvas de sustentación en Ansys-Fluent y XFLR5.

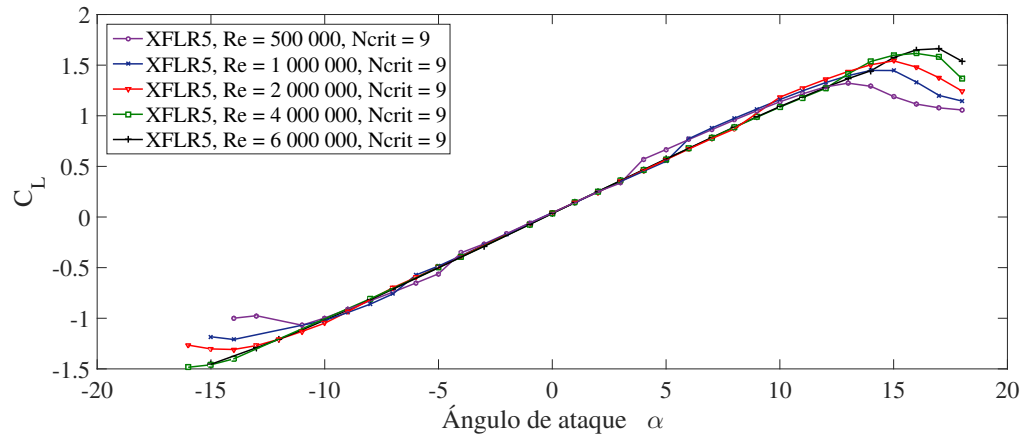


Figura 3.5. Curvas de sustentación en XFLR5.

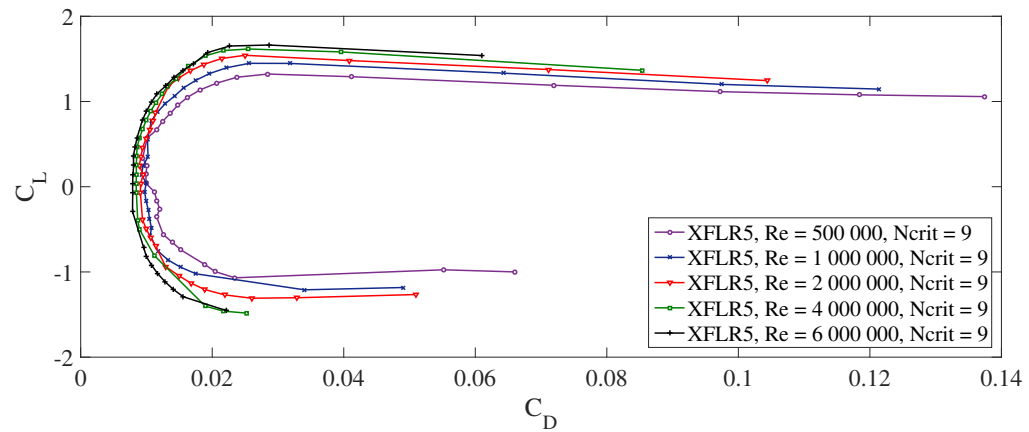


Figura 3.6. Curva coeficiente de sustentación y resistencia al avance en XFLR5.

De estos datos se calcula la pendiente de sustentación, la parte lineal puede representarse matemáticamente de acuerdo a la ecuación (2.3), obteniendo la siguiente representación numérica.

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 0.1143$$

$$C_L = 0.1143\alpha + 0.037$$

Los análisis realizados con anterioridad, tienen el objetivo de caracterizar en su totalidad el perfil aerodinámico, ya que esta información no se encuentra disponible públicamente.

3.3.1 Resultados del Análisis Numérico CFD

Para la simulación de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD³), se utiliza una discretización del área del fluido de 21660 elementos, refinando en los bordes cercanos al perfil, y en el borde de salida, como se muestra en la Figura 3.7. La simulación se realiza para ángulos de ataque de -15° a 15° a un Reynolds de $Re = 6 \times 10^6$, se usan dos modelos de turbulencia diferentes $k - \epsilon$ y *Spallart-Almaras* para corroborar los resultados obtenidos, en ambos casos los residuales convergieron antes de 5000 iteraciones.

La pendiente de la curva de sustentación para ambos modelos se mantiene, sin embargo a ángulos de ataque mayores a 10° y menores de 9° los valores del coeficiente de sustentación divergen en cuanto a los modelos de turbulencia en 0.08, este no es un error representativo, así que se toman como válidas ambas simulaciones.

³Por su nombre en inglés *Computational Fluid Dynamics*.

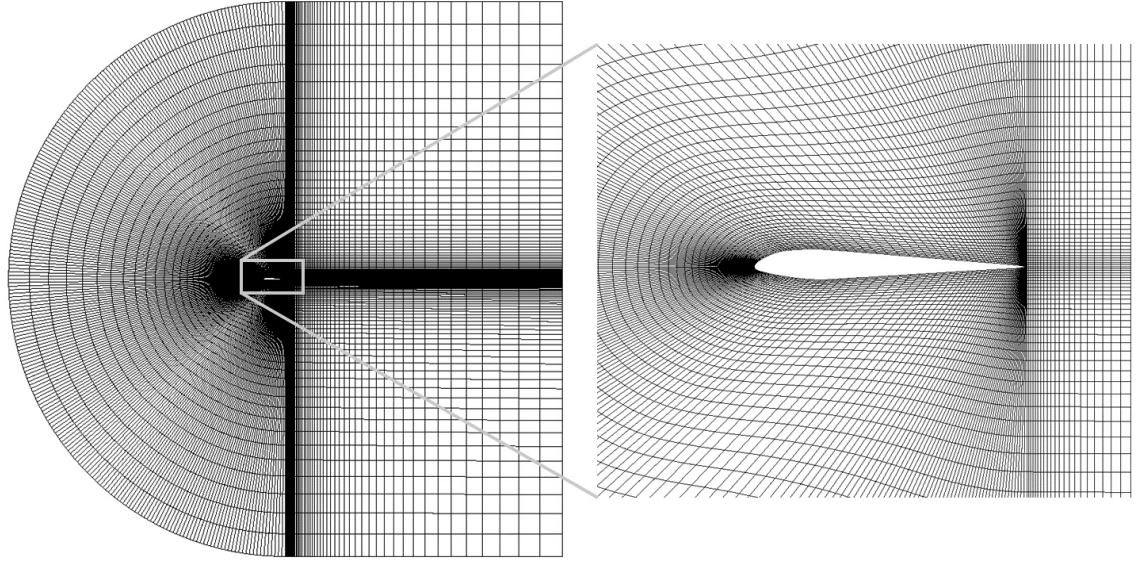


Figura 3.7. Discretización del área del fluido en dos dimensiones.

La Figura 3.9 muestra los contornos de presión con el modelo de turbulencia $k - \epsilon$, a cero grados en el ángulo de ataque, así como la distribución de la presión a lo largo de la cuerda del perfil en la Figura 3.8. Obteniendo además la distribución de velocidad del flujo, con una velocidad mínima de $V_{min} = 0.129 \text{ m/s}$ en el intradós cerca del borde de salida y una velocidad máxima de $V_{max} = 259 \text{ m/s}$ en el borde de entrada hacia el intradós, representadas en la Figura 3.10, como contornos de velocidad.

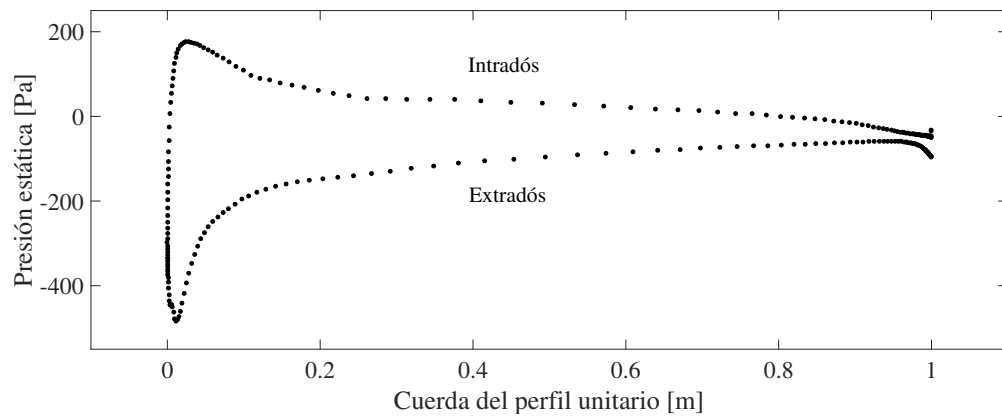


Figura 3.8. Distribución de presión sobre el perfil.

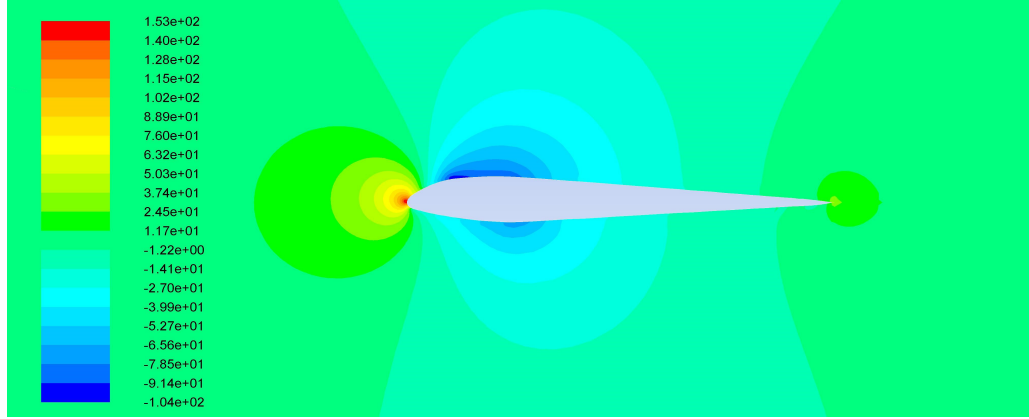


Figura 3.9. Contornos de presión $[Pa]$ con modelo a $k - \epsilon$ $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$.

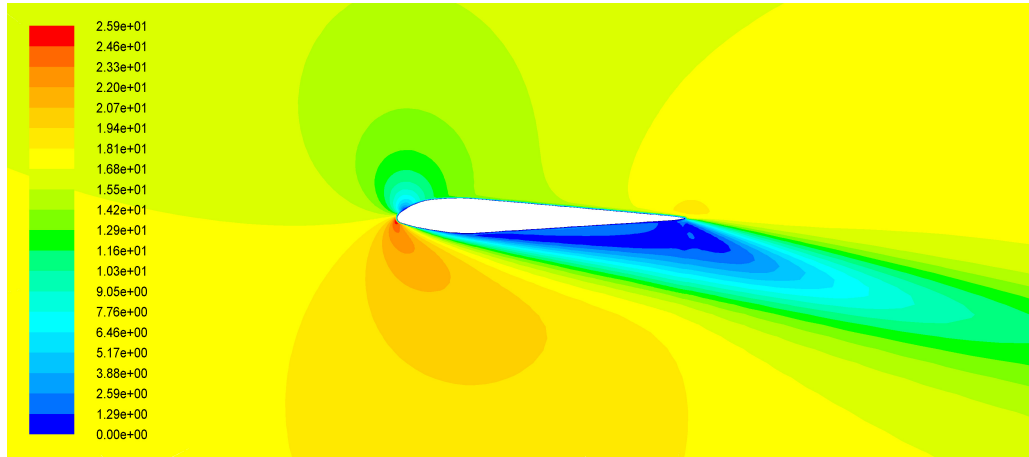


Figura 3.10. Contornos de velocidad $[m/s]$ con modelo $k - \epsilon$ a $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$.

3.4 Empuje Generado por las Palas

Se realiza el cálculo del empuje en la condición de vuelo estacionario, que es determinado por la densidad, la velocidad, la curva de sustentación del perfil, y el radio de la pala, esto a partir de la Teoría de Elemento de Pala descrita en la sección 2.3, donde primero es necesario precisar el ángulo de incidencia del flujo para la condición de vuelo estacionario.

3.4.1 Cálculo del Ángulo de Incidencia del Flujo

Para determinar el ángulo de incidencia del flujo denotado por el símbolo ϕ , se calcula de acuerdo a la ecuación (2.12). Aclarando que las ecuaciones están en función de una longitud radial unitaria $x = r/R$, donde r es la posición radial a lo largo de la pala. El ángulo de incidencia esta en función de la solidez local del rotor, que es determinada a partir de σ , descrita por la siguiente ecuación:

$$\sigma = bc/\pi Rx$$

Considerando los siguientes valores, correspondientes a la geometría de la pala y parámetros de operación del rotor, se determina el cambio del ángulo de incidencia del flujo para la condición de vuelo estacionario, indicado en la Figura 3.11.

$\rho = 1.225$	kg/m^3	$R = 5.6350$	m
$\Omega = 41.2596$	rad/s	$c = 0.3292$	m
$\theta_a = -11$		$a = 0.1143$	
$\theta_0 = 11$		$b = 2$	
$C_{L_0} = 0.037$			

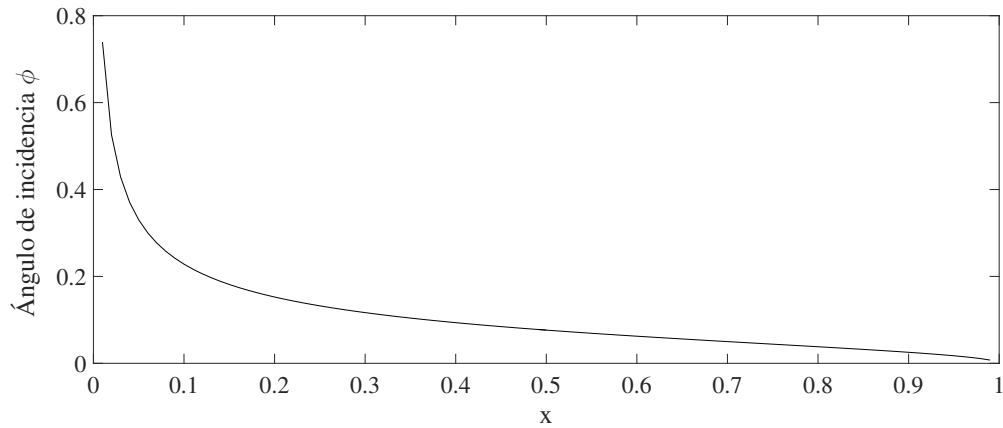


Figura 3.11. Variación del ángulo de incidencia con respecto a la posición radial en la pala.

3.4.2 Empuje Generado en Vuelo Estacionario

Se calcula el empuje generado por el giro de las palas en la condición de vuelo estacionario, utilizando la ecuación (2.8). Considerando una variación lineal en el ángulo de torcimiento $\theta = \theta_a x + \theta_0$.

$$T = \frac{1}{2} \rho b \Omega^2 c R^3 \int_0^1 [a(\theta_a x + \theta_0 - \phi) + C_{L_0}] x^2 dx$$

calculando el empuje total para los valores correspondientes al manual de operación del Helicóptero Bell 206, y a la curva de sustentación de la sección 3.3.

Se obtiene un empuje total de 13.325 kN que corresponde unicamente al generado por la acción del giro de las palas. La curva mostrada en la Figura 3.12 representa el empuje generado a lo largo del radio adimensional de una de las palas.

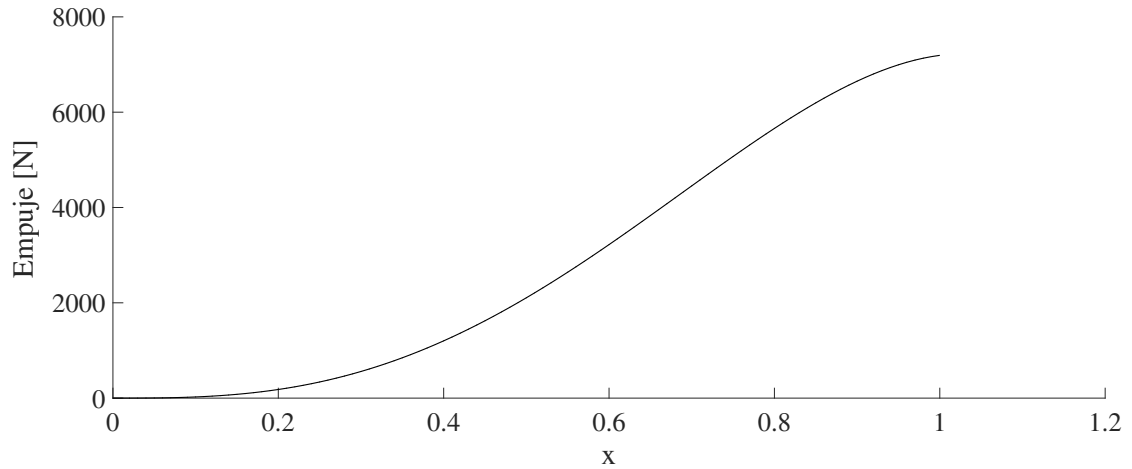


Figura 3.12. Empuje generado como función del radio en la pala.

3.5 Análisis Modal por Elemento Finito

Con los datos especificados en las secciones 3.1 y 3.2, se realiza un modelo por computadora (CAD), considerando el perfil sobre el plano XY , y la proyección de éste sobre el eje Z . Dicho modelo es usado para el análisis modal de elemento finito a través del software ANSYS Workbench®.

3.5.1 Análisis Modal

El análisis modal, teniendo el modelo en computadora, consta básicamente de la asignación del material, discretización de elementos, condiciones de frontera y procesamiento de la información; estos se desglosan a continuación:

Asignación del material. Los principales materiales utilizados en la construcción de la pala son: aluminio y panel, tipo panal de abeja, de aluminio. Estos son asignados en el software como cuerpos sólidos y láminas, con el espesor de acuerdo al Manual del Fabricante. La relación de propiedades para cada material se muestra en la Figura 3.13 en conjunto con la Tabla 3.2.

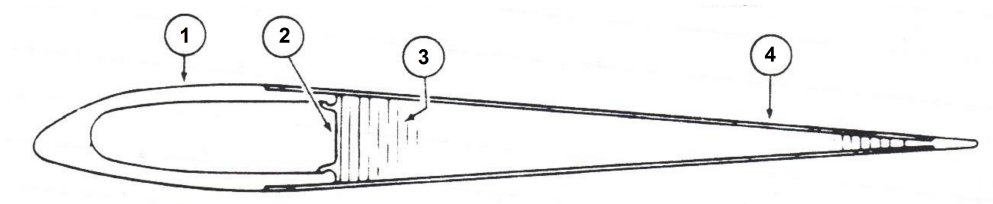


Figura 3.13. Representación de los materiales en una sección de la pala [22].

Tabla 3.2. Propiedades del material

	Material	Propiedades
1, 4	Aluminio 2024	$E = 71 \text{ GPa}$, $\rho = 2.7 \text{ g/cm}^3$, $\nu = 0.3$
2	Aleación de Aluminio QQ-A-250/5 [23]	$E = 73 \text{ GPa}$, $\rho = 2.74 \text{ g/cm}^3$, $\nu = 0.3$
3	Panel de abeja de Aluminio [24]	$E_{eq} = 71 \text{ GPa}$, $G_L = 440 \text{ MPa}$, $G_W = 220 \text{ MPa}$, $\rho_c = 0.0832 \text{ g/cm}^3$

Discretización de elementos. La discretización de elementos consta de un mallado de elementos tetraedros utilizando el elemento SOLID186. Se obtienen un total de 23430 elementos, con un tamaño mínimo de elemento 0.012938 m y máximo 0.064688 m .

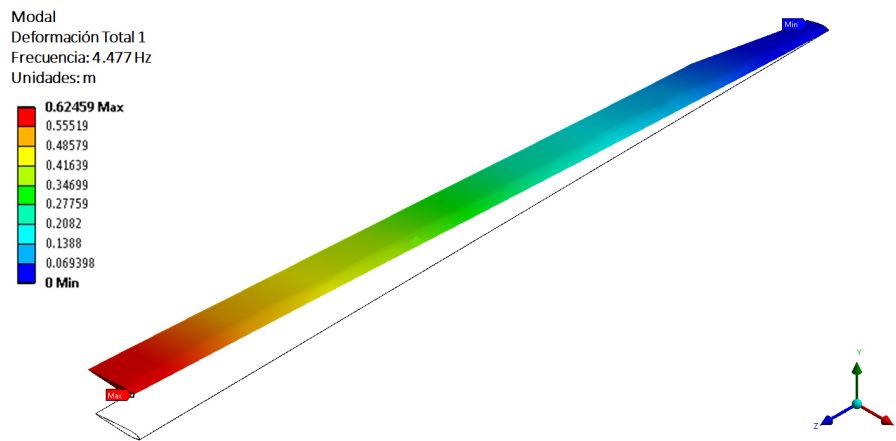
Condiciones de frontera. Se restringe el movimiento donde se encuentra el barrenado para el tornillo de sujeción, esto es permitiendo solo un grado de libertad para el movimiento de retroceso; simulando así el empotramiento en ese punto de la pala.

Resultados del análisis modal. Al finalizar el análisis modal, se obtienen las frecuencias naturales en un rango de $0 - 100 \text{ Hz}$, calculando un total de 8 modos de vibración. En la Tabla 3.3, se muestra la relación de modos de vibración con su respectiva frecuencia natural.

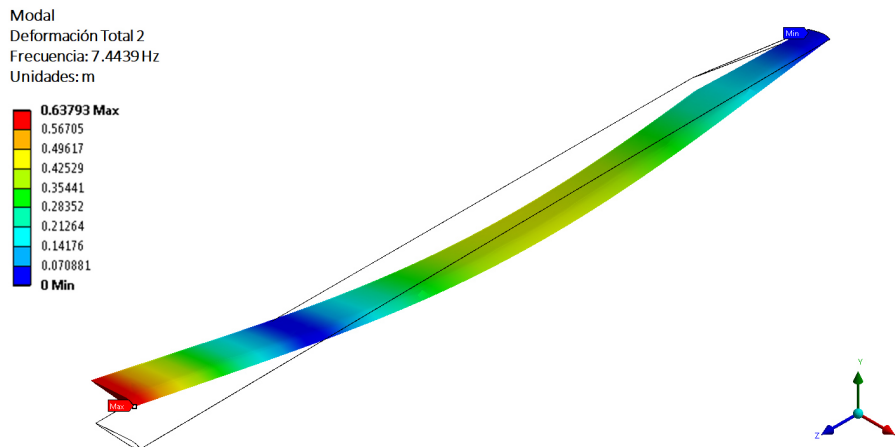
Se presentan las formas de los modos de vibración en la Figura 3.14. En la primera frecuencia natural se presenta un modo de flexión con un desplazamiento máximo en la punta de 0.6152 m , igual que en los siguientes dos modos, con deformaciones máximas en la punta de 0.6954 m y 0.7135 m respectivamente. El primer modo de torsión se da a la frecuencia de 26.807 Hz , el resto de la clasificación modal se describe en la Tabla 3.3. En particular el séptimo modo presenta propiedades de flexión y torsión.

Tabla 3.3. Propiedades modales de simulación

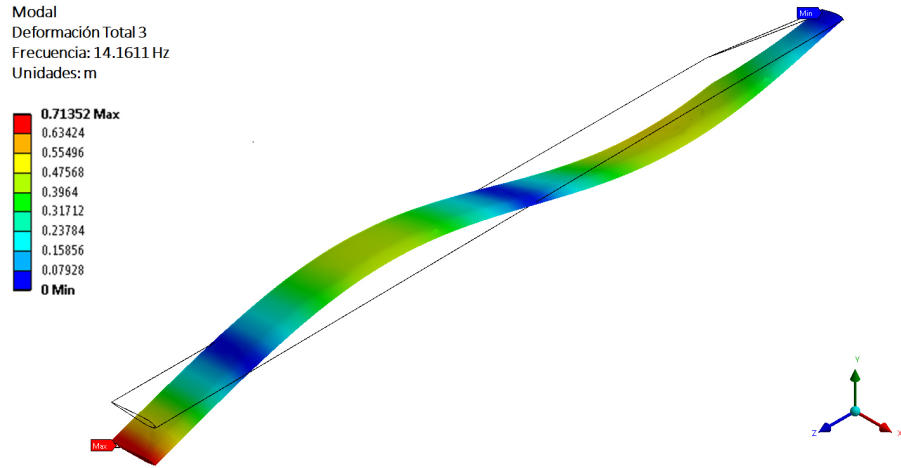
No. modo	Tipo	Frecuencia natural ω_n [Hz]
1	Flexión	4.4770
2	Flexión	7.4439
3	Flexión	14.611
4	Torsión	26.807
5	Torsión	43.014
6	Flexión	47.454
7	Flexión	63.521
8	Torsión	88.696



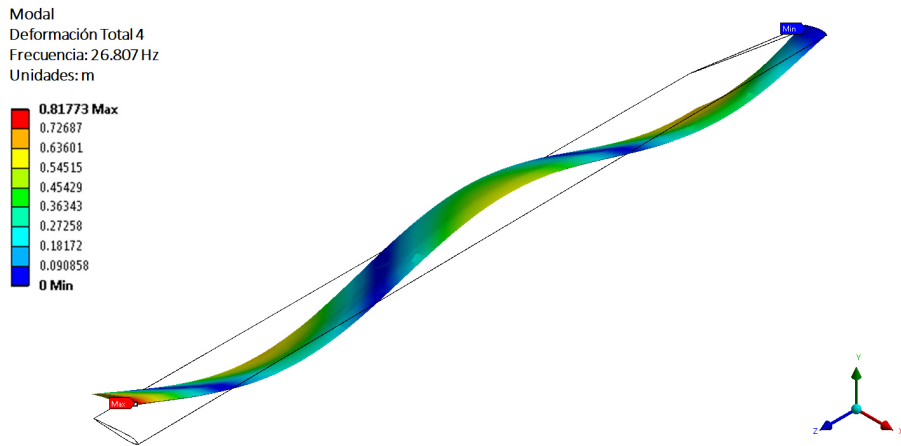
(a) Primer modo de vibración en simulación, $\omega_1 = 4.477 \text{ Hz}$.



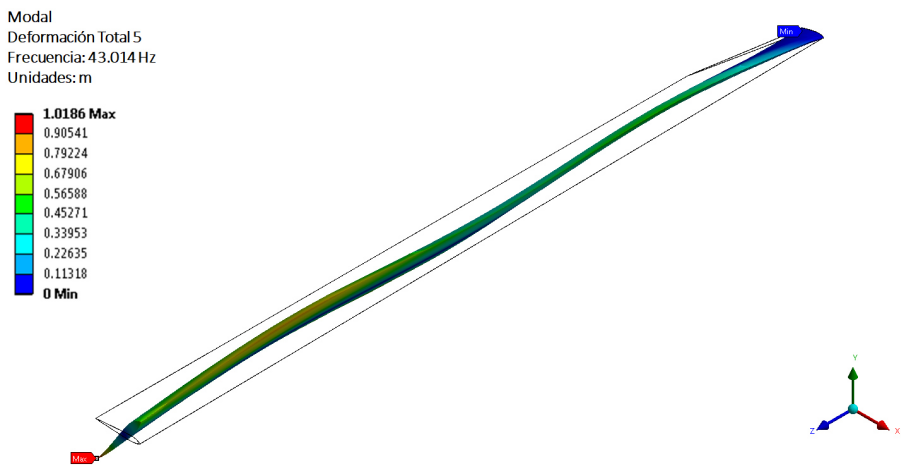
(b) Segundo modo de vibración en simulación, $\omega_2 = 7.4439 \text{ Hz}$.



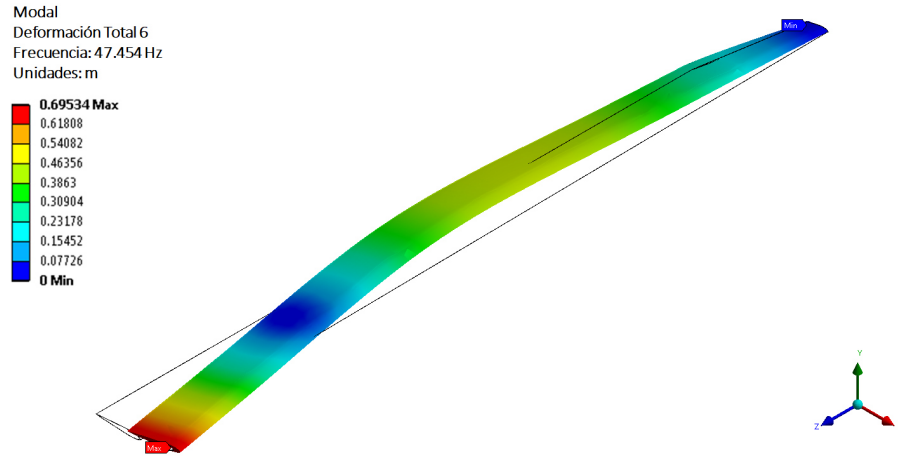
(c) Tercer modo de vibración en simulación, $\omega_3 = 14.611 \text{ Hz}$.



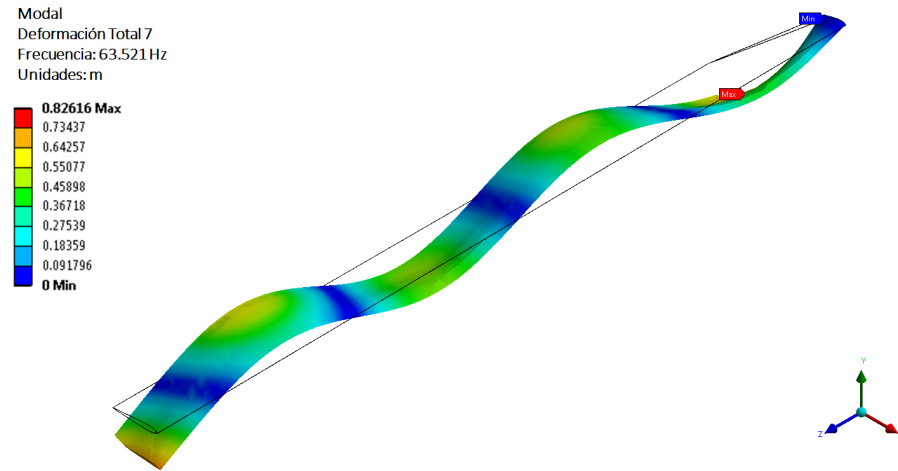
(d) Cuarto modo de vibración en simulación, $\omega_4 = 26.807 \text{ Hz}$.



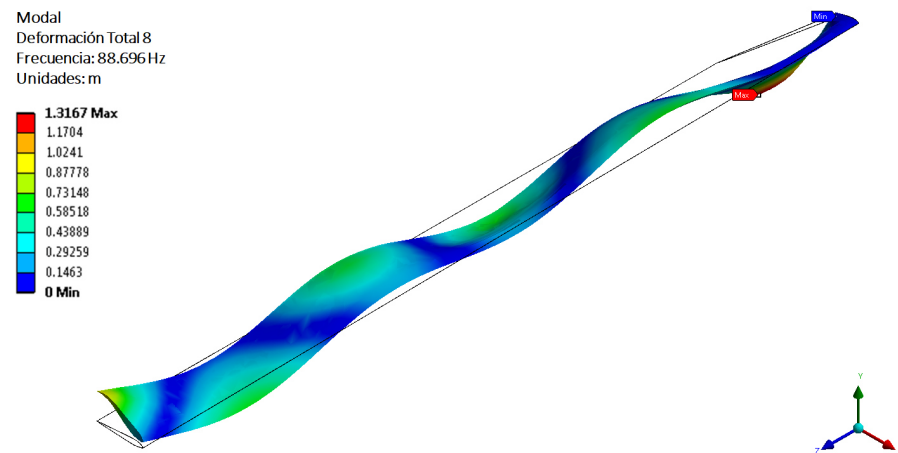
(e) Quinto modo de vibración en simulación, $\omega_5 = 43.014 \text{ Hz}$.



(f) Sexto modo de vibración en simulación, $\omega_6 = 47.454 \text{ Hz}$.



(g) Séptimo modo de vibración en simulación, $\omega_7 = 63.521 \text{ Hz}$.



(h) Octavo modo de vibración en simulación, $\omega_8 = 88.696 \text{ Hz}$.

Figura 3.14. Modos de vibración y frecuencias naturales.

3.6 Sumario

A manera de síntesis de este capítulo, se tienen las especificaciones de operación del Helicóptero Bell 206 y las características geométricas de la pala obtenidas del manual del fabricante. Recalcando que el perfil de la pala no se encuentra como información disponible, y fue necesaria la caracterización aerodinámica a partir de la geometría especificada en el manual. Asumiendo los resultados de las primeras secciones del capítulo, se realiza de manera preliminar, un análisis modal numérico por medio del método de elemento finito, obteniendo así una aproximación de las características dinámicas de la pala.

Capítulo 4

Caracterización Experimental

4.1 Introducción

En este capítulo se describe el procedimiento experimental realizado para obtener las propiedades dinámicas de la pala del rotor. Presentando los resultados en términos de la frecuencia natural, amortiguamiento y modos de vibración.

4.2 Análisis Modal Experimental

Se busca describir el comportamiento dinámico de la pala del rotor principal a partir de su respuesta en frecuencia (FRF). Para ello se realiza un análisis modal experimental que consiste en medir la relación de la respuesta de la pala debida a una fuerza de excitación; ésta experimentación se detalla en las siguientes secciones.

4.2.1 Diseño del Experimento

Para obtener la FRF de la pala del rotor, se elabora una prueba modal de martillo (*hammer testing*) con la pala estando sujeta en el rotor principal. Tomando como variable diferentes puntos de excitación; en las siguientes secciones se describe el material utilizado, la metodología a seguir y la distribución de los puntos de medición. Se registran los resultados para una banda de frecuencias de 0 – 100 Hz.

4.2.1.1 Material y Equipo

- Analizador de señales
- Computadora
- Acelerómetro
- Martillo
- Cables



(a) Analizador de señales



(b) Martillo



(c) Acelerómetro

Figura 4.1. Equipo experimental

Tabla 4.1. Especificaciones técnicas

Analizador de señales	<i>Data Physics QUATTRO</i>
Acelerómetro	PCB 352C68, sensibilidad 98.7 mV/g
Martillo	PCB, sensibilidad 22.5 mV/N

4.2.1.2 Metodología Experimental

El desarrollo de la experimentación consta de 4 partes principales, descritas a continuación:

1. **Conexión del equipo.** El martillo y el acelerómetro (ver Figura 4.1) son conectados a las entradas 1 y 2 del analizador de señales, y este a su vez se enlaza al software *Signal Calc*[®] instalado previamente en la computadora. El acelerómetro es colocado en una posición cerca del borde de ataque en la punta de la pala, como se ejemplifica en la Figura 4.2.

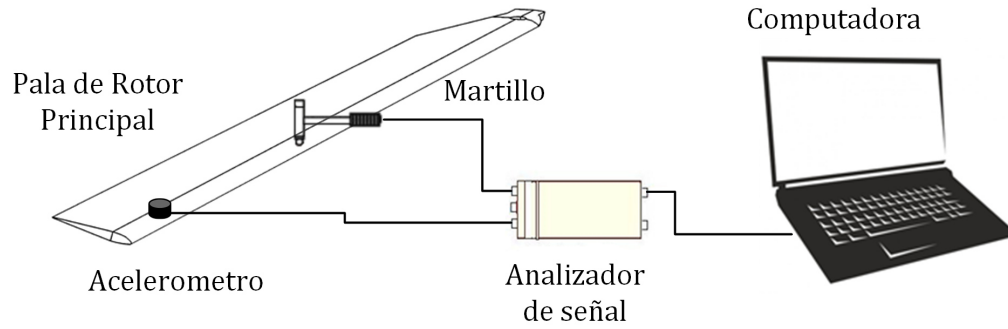


Figura 4.2. Diagrama de conexión de la prueba experimental

2. **Configuración del analizador de señales.** Se configura el software *Signal Calc*[®] de acuerdo a las especificaciones técnicas del martillo y el acelerómetro mostradas en la Tabla 4.1, registrando frecuencias de 0 – 100 Hz.
3. **Localización de los puntos de medición.** Se distribuyen 22 puntos de medición igualmente espaciados a lo largo de la pala en dos filas, cerca del borde de ataque y del borde de salida respectivamente. Como se muestra en la Figura 4.3, estos puntos corresponden a la localización donde se efectúan los impactos de entrada o excitación. El primer punto también corresponde a la posición del acelerómetro que es donde se registra la respuesta.

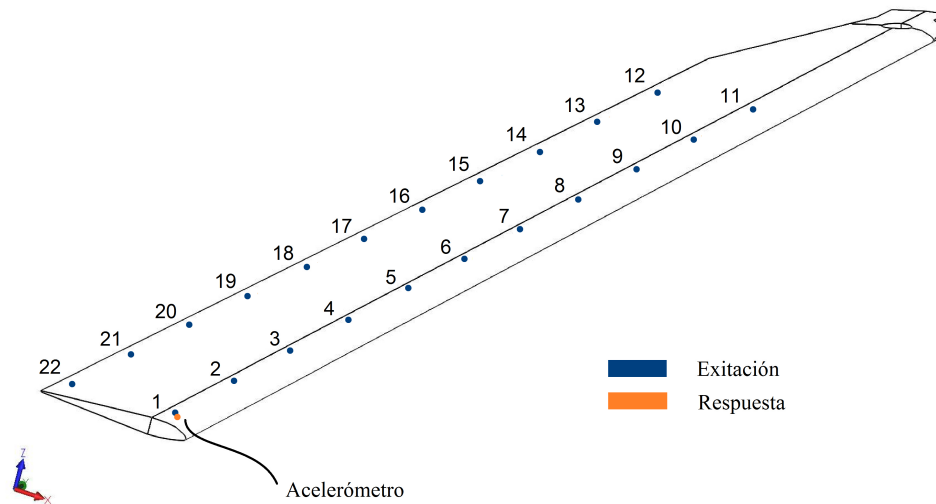


Figura 4.3. Distribución de puntos de medición

4. **Ejecución de las mediciones.** En este paso de la experimentación, en cada punto de entrada se realizan 5 excitaciones, que son registradas y promediadas directamente en el analizador de señales.

4.3 Análisis de Resultados

Aquí se describen los resultados obtenidos después de la experimentación, los datos de entrada y salida son analizados y procesados en el software *Signal Calc*®. Posterior a esto se obtienen las gráficas de FRF para cada punto de medición.

4.3.1 Señales de Entrada y Salida

La gráfica de la señal de entrada indica la intensidad del impulso, y permite verificar el comportamiento del mismo, se muestra en la Figura 4.4 la excitación en el primer punto.

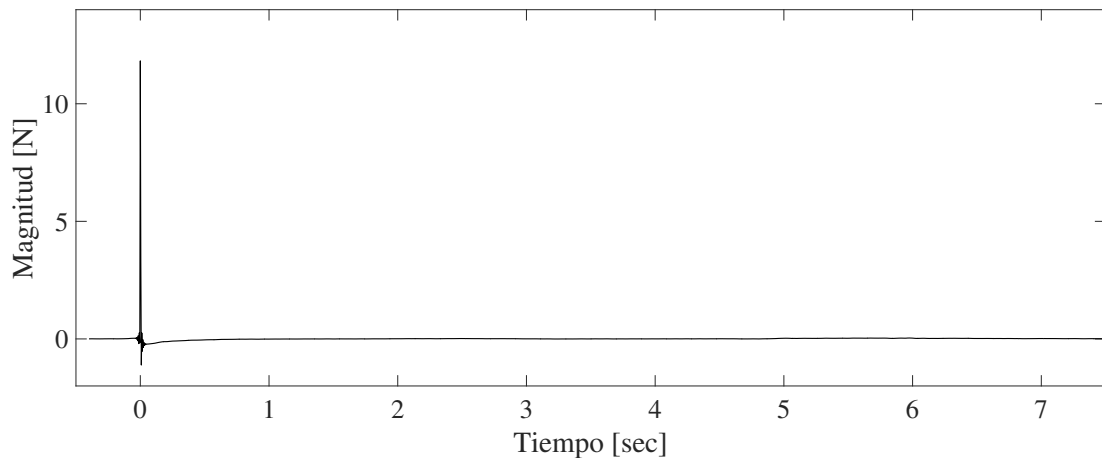


Figura 4.4. Señal de impulso en el punto 1.

La señal que se observa en la Figura 4.5, es la respuesta al impulso realizado en el punto 1. El acelerómetro mide la amplitud de la respuesta en aceleraciones (gravedades).

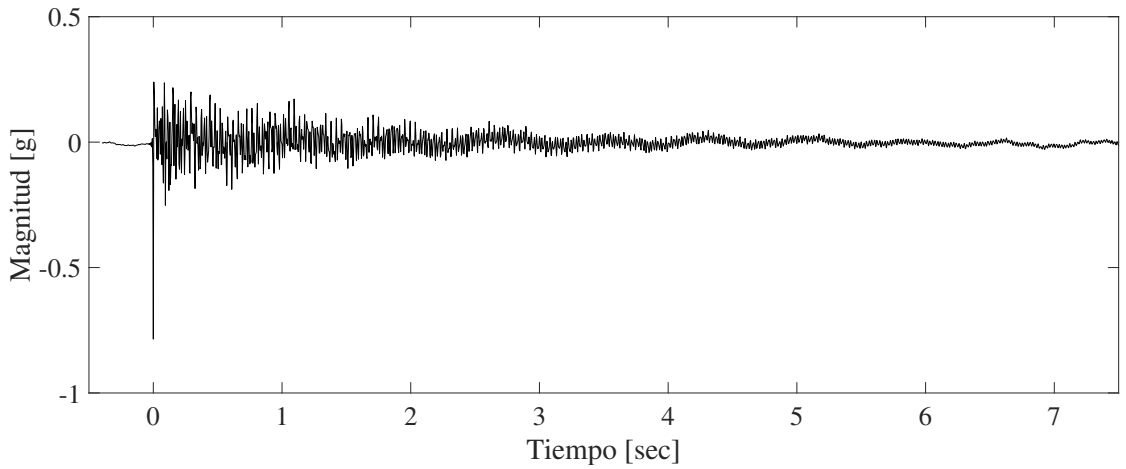


Figura 4.5. Respuesta al impulso en el punto 1

4.3.2 Función de Respuesta en Frecuencia

La FRF de cada medición se calcula en *Signal Calc*® bajo la Transformada Rápida de Fourier (FFT¹). En la Figura 4.6 se muestran las FRF de los 22 puntos de medición, y en específico en la Figura 4.7 para el punto 1, que representa la entrada y salida en el mismo lugar. De aquí es posible obtener los parámetros dinámicos de la pala, correlacionando las FRF de todos los puntos.

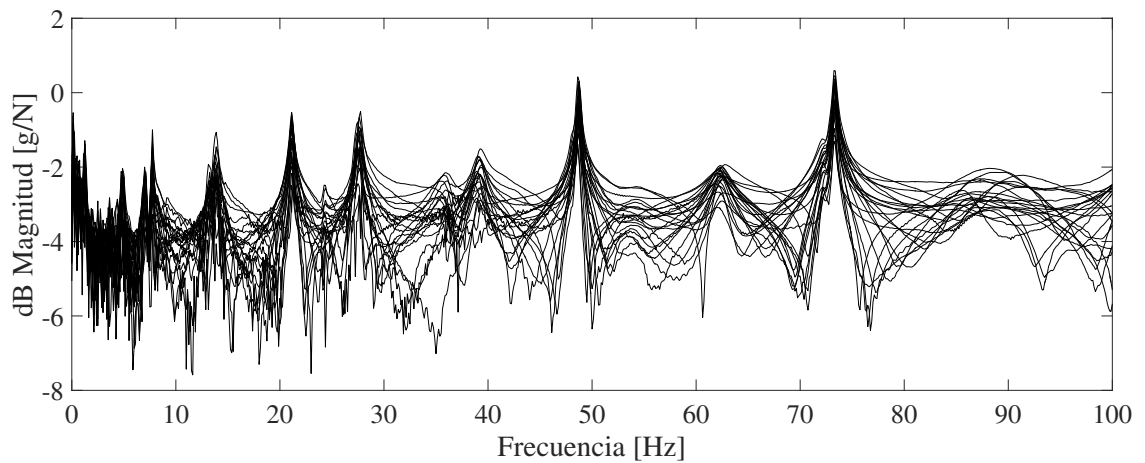


Figura 4.6. Espectros de Función de Respuesta en Frecuencia.

¹De su nombre en inglés *Fast Fourier Transform*.

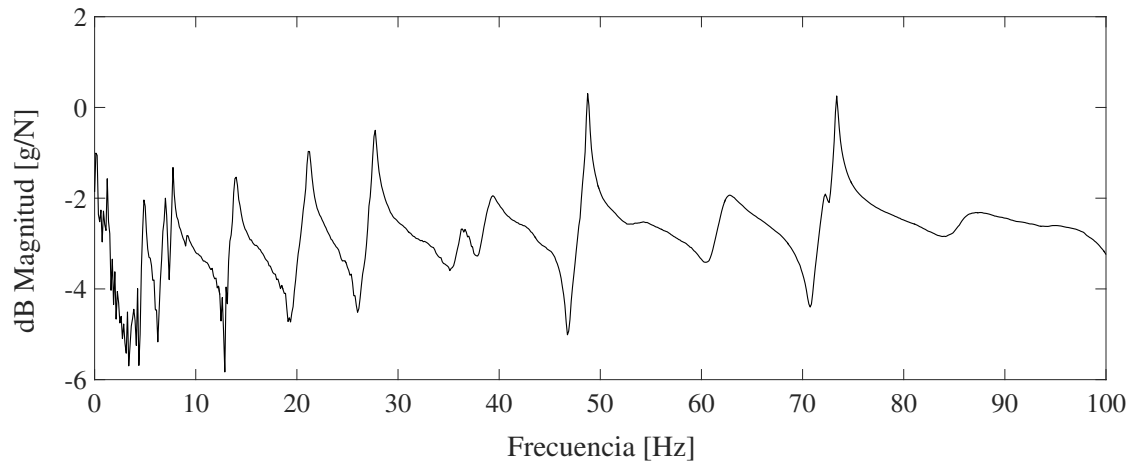


Figura 4.7. Función de Respuesta en Frecuencia

4.3.3 Coherencia y Fase

En la medida de corroborar que los datos obtenidos son fiables, se verifica la función de coherencia. En la Figura 4.8 se muestra la coherencia para la primera medición, se observa que a frecuencias menores de 10 Hz, existe una coherencia menor a 1, esto es, que se tiene una menor respuesta entre la entrada y la salida y puede ser a causa del tipo de sensor que se utilizó. Sin embargo se pudieron localizar las dos frecuencias naturales entre el rango de 0 y 10 Hz.

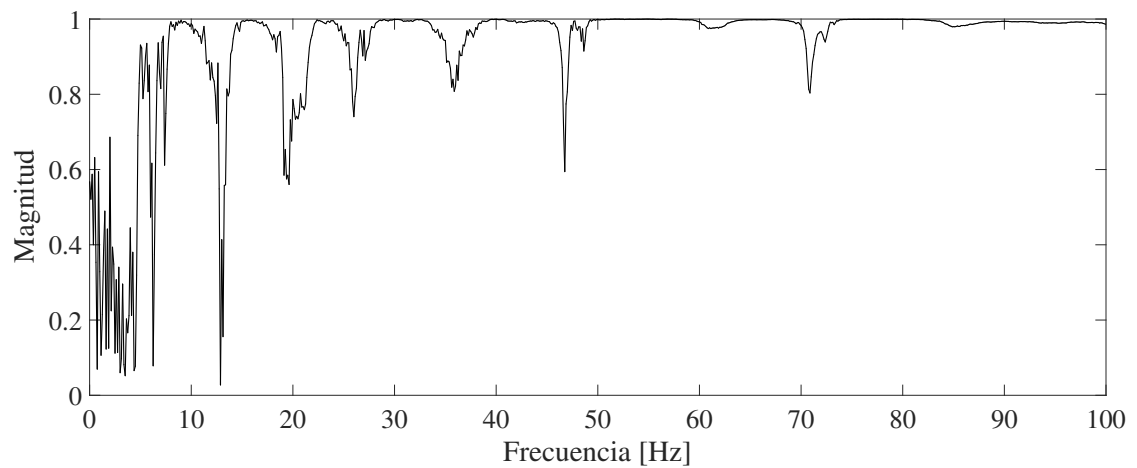


Figura 4.8. Función de coherencia en el punto 1.

Como inicio para definir los modos de vibración, se observa la fase de la FRF pudiendo identificar las frecuencias donde se dan los cambios en el ángulo de fase, se muestra la gráfica correspondiente al punto 1 en la Figura 4.9.

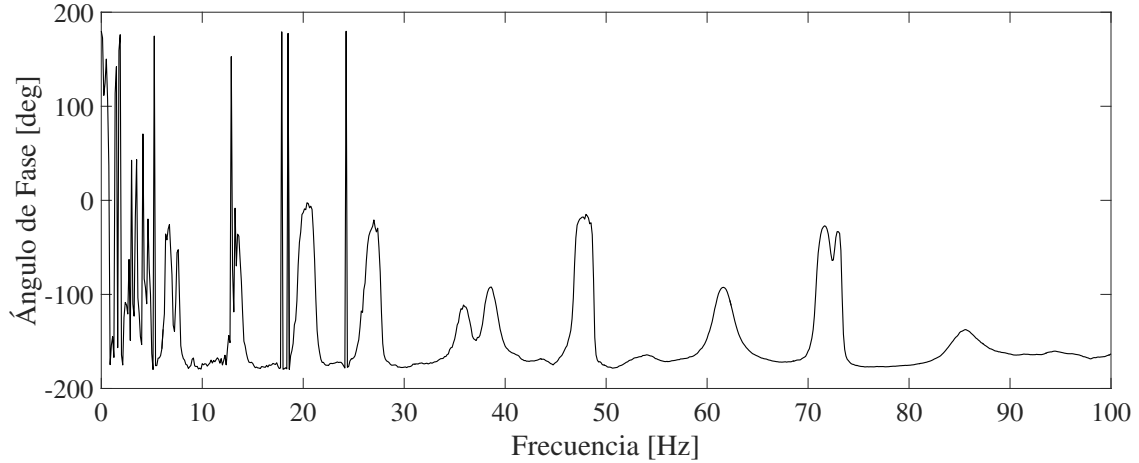


Figura 4.9. Comportamiento del ángulo de fase en el punto 1.

4.3.4 Parámetros Modales

Utilizando las FRF experimentales y el software *ME'scopeVES*[™] se obtienen los principales parámetros modales. Se extraen los modos de vibración con su respectiva frecuencia natural y el porcentaje de amortiguamiento, estos valores se muestran en la Tabla 4.2, visualizándose un total de 12 formas modales en el rango de 0 – 100 Hz.

4.3.4.1 Modos de Vibración, Frecuencias Naturales y Amortiguamiento

El software *ME'scopeVES*[™], permite visualizar cada una de las formas modales asignando cada FRF experimental a un nodo de una animación como se observa en la Figura 4.10, manteniendo la misma distribución que en la Figura 4.3.

Ilustrando cada modo de vibración de la pala, comenzando en 4.4395 Hz hasta 88.696 Hz, en las Figuras 4.11 - 4.22. De ahí se puede observar que se tienen los cuatro primeros modos de flexión en las primeras frecuencias naturales, el comportamiento

gráfico del primer modo no se visualiza claramente, sin embargo, por los rasgos que presenta se identifica como un modo de flexión. El primer modo de torsión se da a la frecuencia de 27.6 Hz, de ahí que los siguientes dos modos sean torsionales. En la Tabla 4.2 se presenta la clasificación de las formas modales que se obtuvieron.

Tabla 4.2. Resultados Experimentales

No. Modo	Tipo	Frecuencia natural ω_n [Hz]	Amortiguamiento ζ [%]
1	Flexión	4.85	1.210
2	Flexión	7.73	0.718
3	Flexión	13.9	1.080
4	Flexión	21.1	0.651
5	Torsión	27.6	0.683
6	Torsión	35.9	1.490
7	Torsión	39.2	1.250
8	Flexión	48.7	0.218
9	Flexión	62.3	1.530
10	Flexión	70.5	0.254
11	Flexión	72.4	0.173
12	Flexión	88.3	3.230

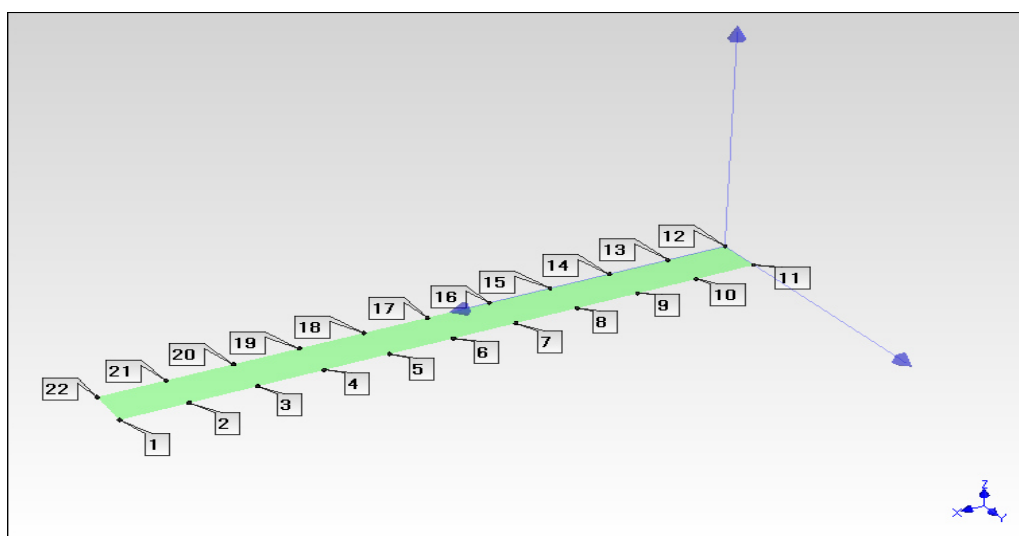


Figura 4.10. Distribución de nodos

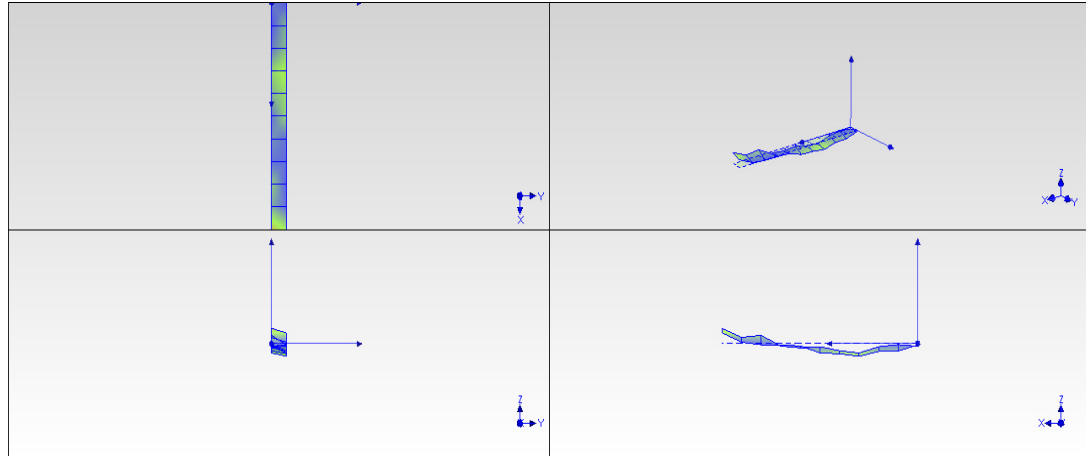


Figura 4.11. Primer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_1 = 4.85 \text{ Hz}$.

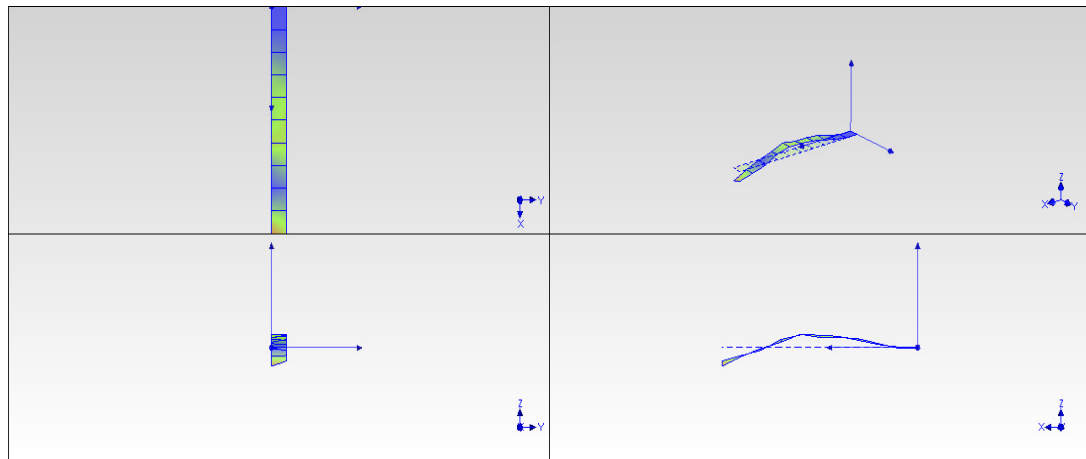


Figura 4.12. Segundo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_2 = 7.73 \text{ Hz}$.

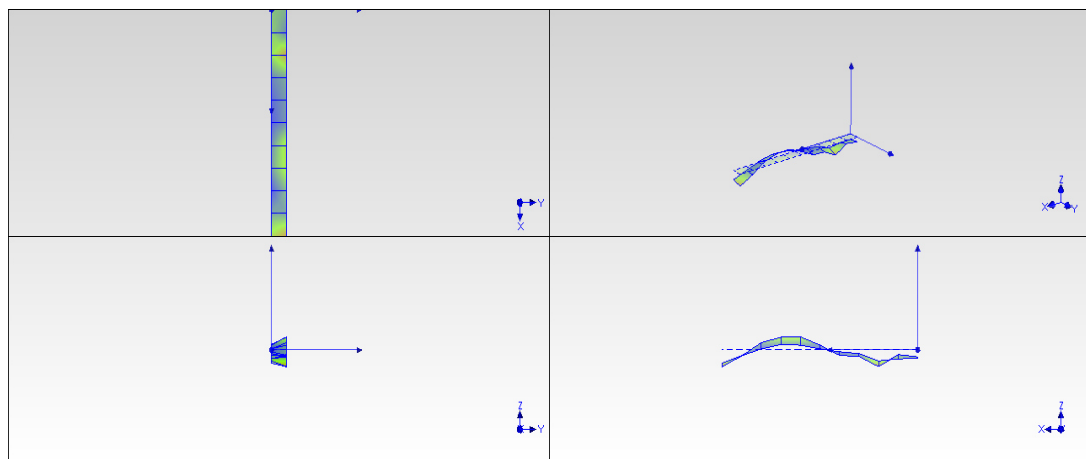


Figura 4.13. Tercer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_3 = 13.9 \text{ Hz}$.

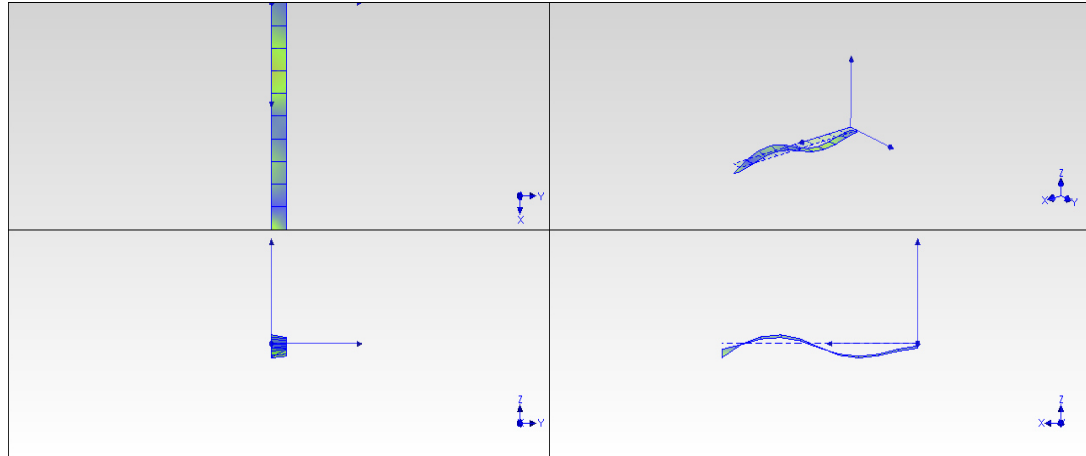


Figura 4.14. Cuarto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_4 = 21.1 \text{ Hz}$.

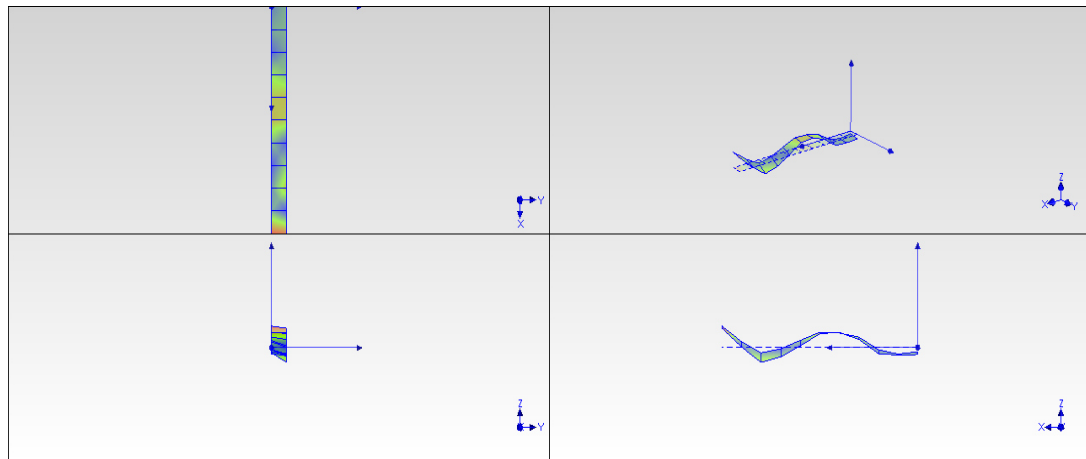


Figura 4.15. Quinto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_5 = 27.6 \text{ Hz}$.

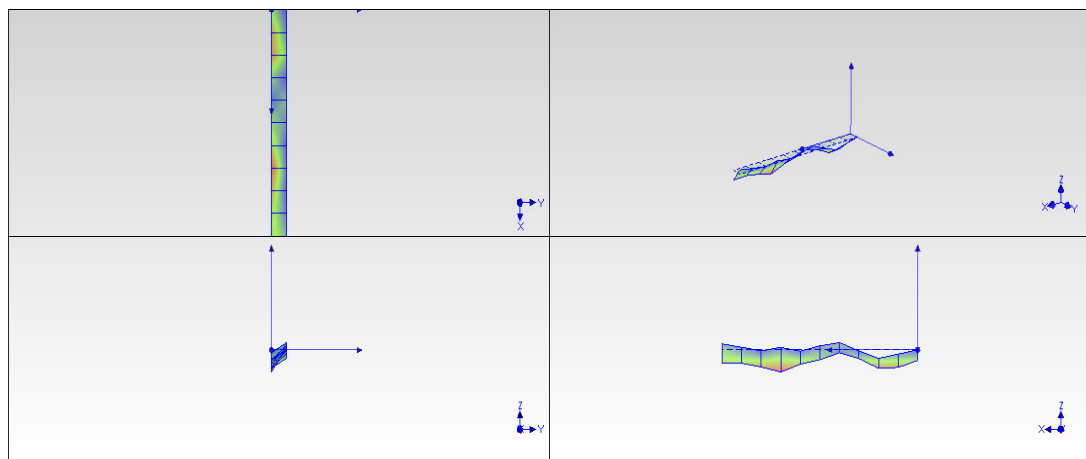


Figura 4.16. Sexto modo de vibración, frecuencia natural $\omega_6 = 35.9 \text{ Hz}$.

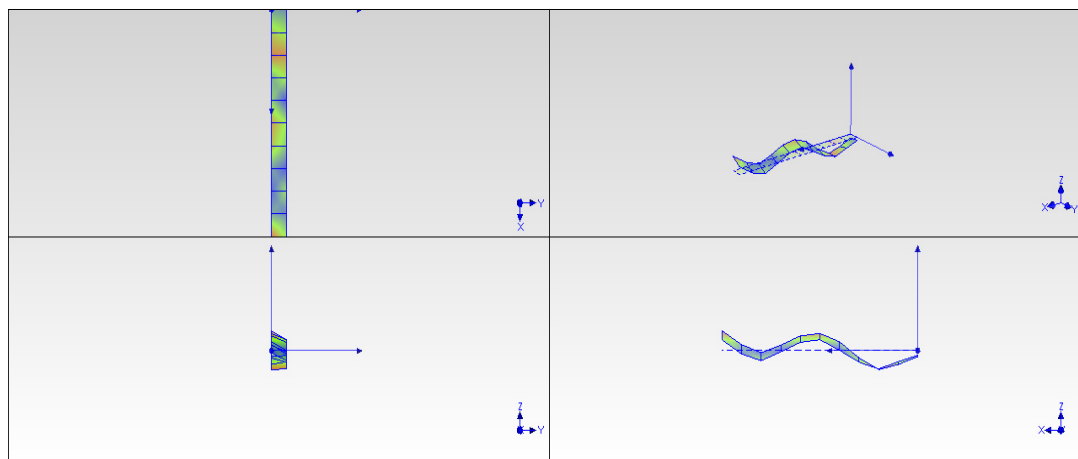


Figura 4.17. Séptimo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_7 = 39.2 \text{ Hz}$.

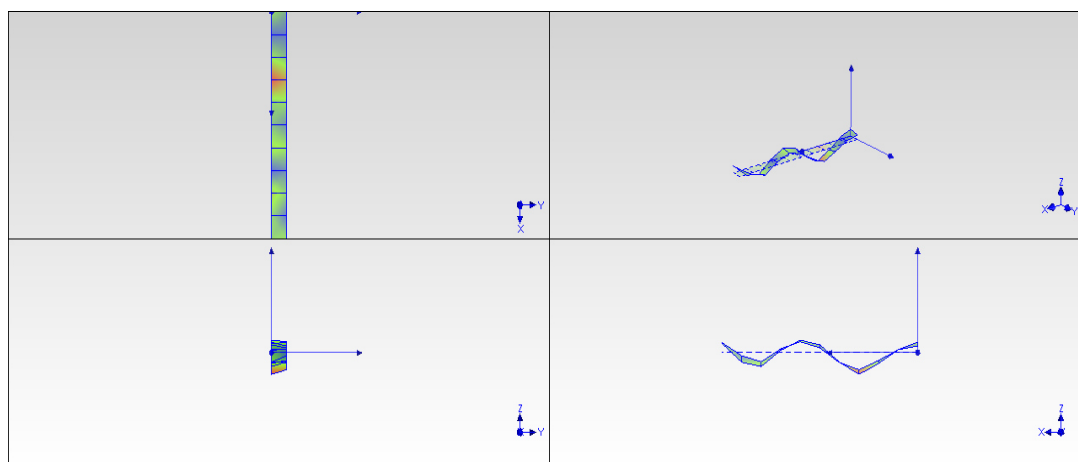


Figura 4.18. Octavo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_8 = 48.7 \text{ Hz}$.

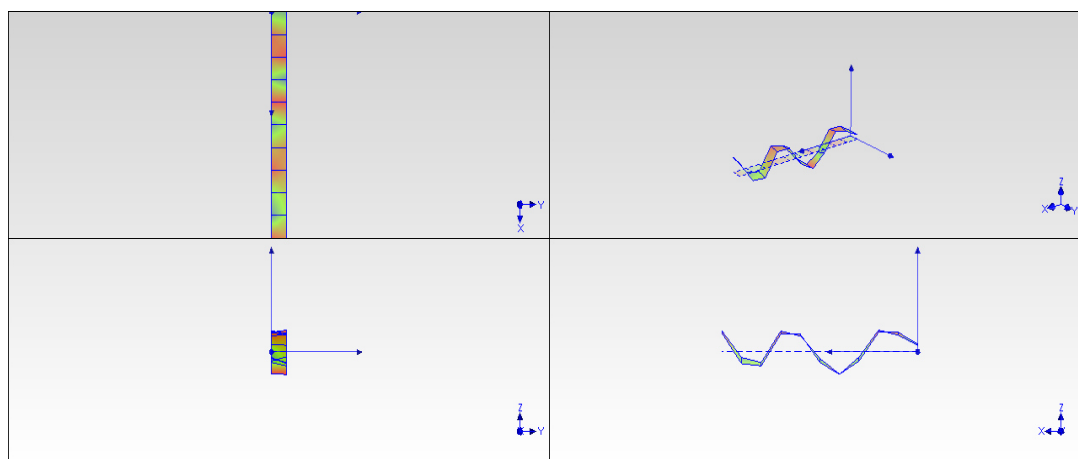


Figura 4.19. Noveno modo de vibración, frecuencia natural $\omega_9 = 62.3 \text{ Hz}$.

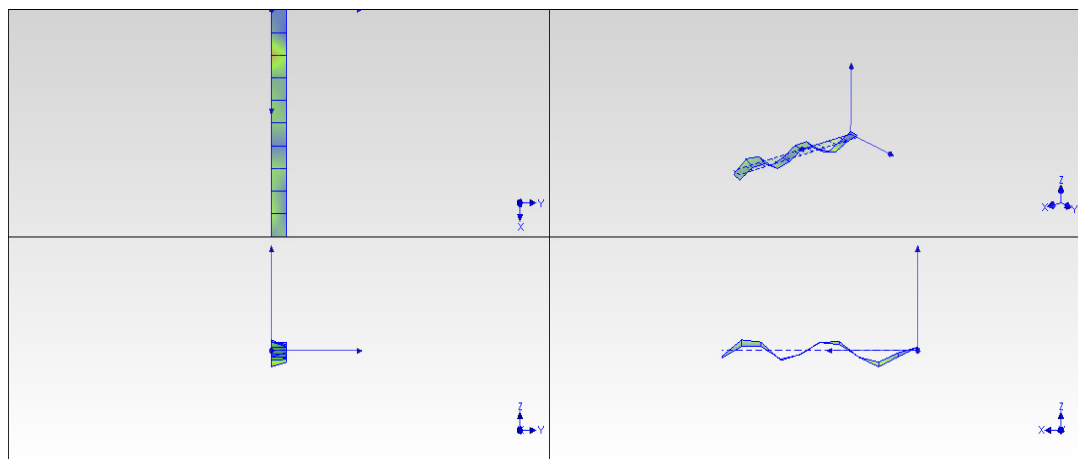


Figura 4.20. Décimo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{10} = 70.5 \text{ Hz}$.

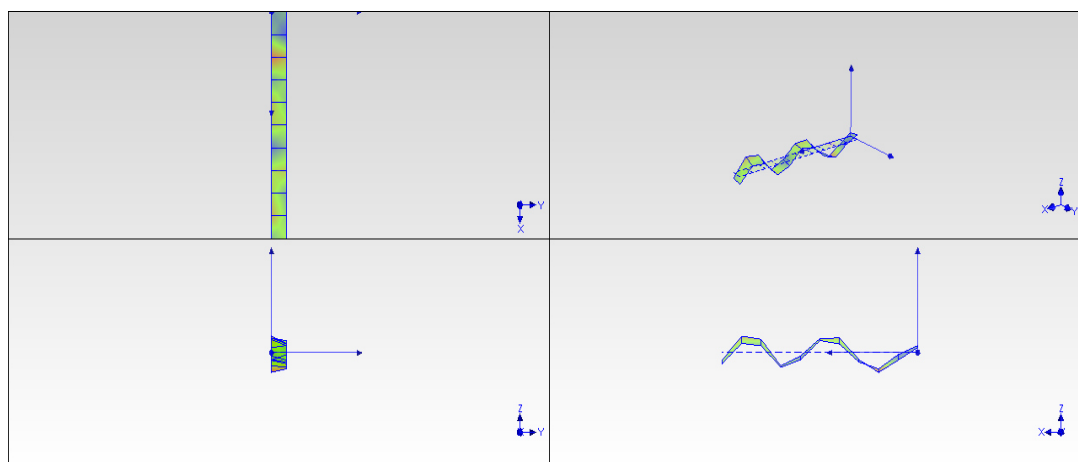


Figura 4.21. Décimo primer modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{11} = 72.4 \text{ Hz}$.

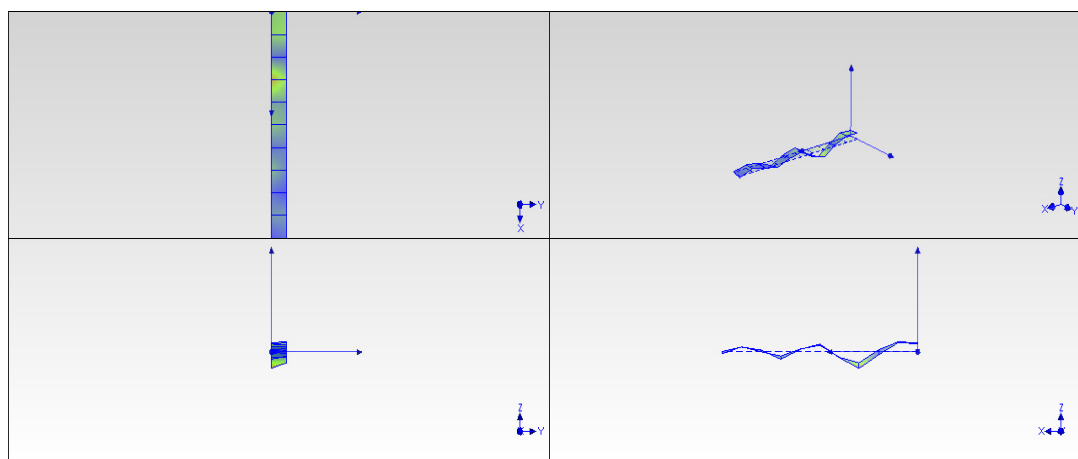


Figura 4.22. Décimo segundo modo de vibración, frecuencia natural $\omega_{12} = 88.3 \text{ Hz}$.

4.4 Discusión de Resultados

Posterior a la obtención de las propiedades dinámicas de la pala a partir de la experimentación, se finaliza con una comparación de estas frecuencias naturales y los resultados obtenidos en la sección 3.5.1, que se muestran con más claridad en la Tabla 4.3. Es adecuado realizar la comparación ya que los primeros modos de flexión en la etapa experimental, así como el primer modo torsional, corresponden a los obtenidos en el análisis por elemento finito.

Una las principales diferencias es que en la experimentación se observa un mayor espectro de frecuencias, y se tiene un porcentaje de error máximo de 9.73%, que puede deberse a factores en la simulación, ya sea por el material homogéneo que se supone o los elementos estructurales que fueron simplificados, así como las condiciones de frontera que se utilizan. Contrastando los tres primeros modos, en los resultados experimentales, el primero no tiene una forma muy definida, esto en gran medida por la coherencia de los datos que se tuvieron, en el caso de los siguientes resultados, las deformaciones fueron muy claras.

Tabla 4.3. Comparación de frecuencias naturales

No. Modo	Frecuencia Natural Experimental [Hz]	Frecuencia Natural Simulación [Hz]	Porcentaje Error [%]
1	4.85	4.4770	7.69
2	7.73	7.4439	3.70
3	13.9	14.611	5.12
4	21.2	—	—
5	27.6	26.807	2.87
6	35.9	—	—
7	39.2	43.014	9.73
8	48.7	47.454	2.56
9	62.3	63.521	1.96
10	70.5	—	—
11	72.4	—	—
12	88.3	88.696	0.45

4.5 Sumario

En este Capítulo se presenta el método experimental utilizado para realizar la prueba de vibración de libre, se detalla el equipo a utilizar, la configuración de cada una de las pruebas, el tratamiento de las señales para obtener las propiedades modales y la interpretación de los mismas. Dando la posibilidad de relacionar la teoría y la práctica al comparar y analizar los parámetros modales obtenidos en el capítulo anterior y los resultantes en ésta experimentación.

Además, que es de suma importancia, ya que en el análisis modal experimental están implícitos todos los parámetros físicos reales, como las propiedades del material, la configuración del material, la geometría del perfil y las dimensiones de la pala.

Capítulo 5

Superficie de Control Secundaria

5.1 Introducción

En este capítulo se expone la propuesta geométrica de la superficie de control secundaria posicionada en el borde de salida de cada pala del Helicóptero Bell 206L, así como el análisis de fuerzas aerodinámicas resultantes por la deflexión de la superficie de control, y la variación de la respuesta en frecuencia.

5.2 Modelo de la Superficie de Control Secundaria

Partiendo de investigaciones previas sobre casos de estudio en palas de helicóptero con superficies de control [11], [25], [26], [27], [28] y [29]. Se proponen las dimensiones de cuerda y envergadura de la superficie de control secundaria, así como el ángulo de deflexión requerido (δ).

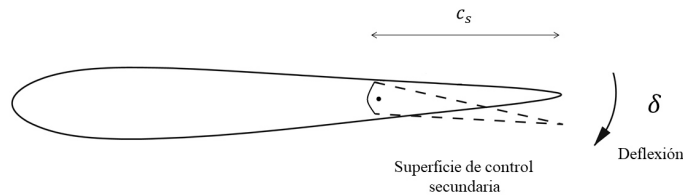


Figura 5.1. Parámetros de la superficie de control secundaria

La dimensión de cuerda de la superficie de control se propone como el 20 por ciento de la cuerda de la pala, es decir $c_s = 0.2c$. De acuerdo al artículo [25], la posición de la superficie de control en una pala de helicóptero debe ser iniciando en 79 % y finalizando en 97 % del radio del rotor, por lo tanto para este caso de estudio se propone la localización de la superficie de control a 85 % y 96 %, como se indica en la Figura 5.2.

Se definen como ángulos positivos, la deflexión hacia abajo de la superficie de control, y negativos la deflexión hacia arriba, esto solo como representación de la dirección de la deflexión.

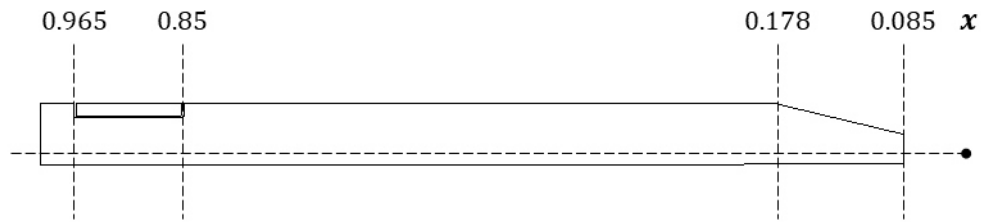


Figura 5.2. Localización de la superficie de control secundaria sobre la pala

5.2.1 Fuerzas Aerodinámicas Teóricas

Las fuerzas aerodinámicas se determinan a partir de CFD, primero para una discretización del flujo de aire en 2D, obteniendo curvas de sustentación con diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria. Posteriormente una simulación del flujo de aire en 3D sobre las palas en condición de vuelo estacionario, para obtener el cambio en la distribución de flujo cuando actúa la superficie de control secundaria.

5.2.1.1 Caracterización de Sustentación en 2 Dimensiones

Se realiza una discretización del área de control para el fluido (aire) alrededor del contorno del perfil con la superficie de control localizada al 20 % de la cuerda del perfil. Verificando que se tiene una distribución de elementos uniforme, mostrado en la Figura 5.3.

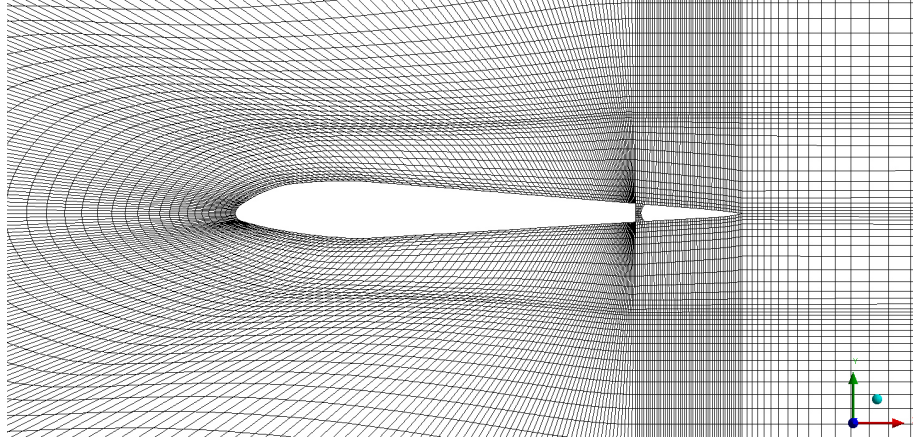


Figura 5.3. Discretización del volumen de control para el perfil con superficie de control secundaria.

Se lleva a cabo una simulación para 6 posiciones de la superficie de control, 3 hacia arriba y 3 en dirección hacia abajo en un rango de -6° a 6° , tomando en cuenta un número de Reynolds $Re = 6 \times 10^6$, y ángulo de ataque del perfil de -15° a 15° . En las Figuras 5.5 a 5.8, se muestran los contornos que se refieren a la distribución de velocidad para cada deflexión de la superficie de control correspondiente.

De las simulaciones, además, se obtienen los coeficientes de sustentación (C_L) para cada ángulo de ataque con lo que se construyen las curvas de sustentación que varían de acuerdo a la deflexión de la superficie de control secundaria. Asimismo, utilizando el software QBlade, se modela el perfil con una superficie de control (ver Figura 5.4) y se calculan las curvas de sustentación, permitiendo comparar los resultados de sustentación a partir de estas dos teorías. De la Figura 5.11 a 5.16, se muestra esta variación del coeficiente de sustentación.

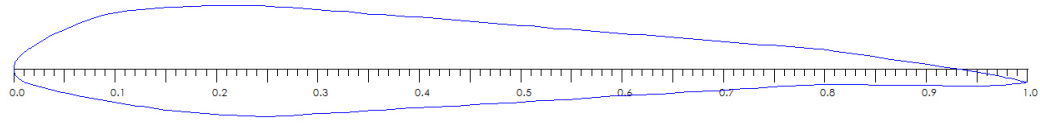


Figura 5.4. Simulación de perfil con superficie de control en QBlade, $\delta = 4^\circ$

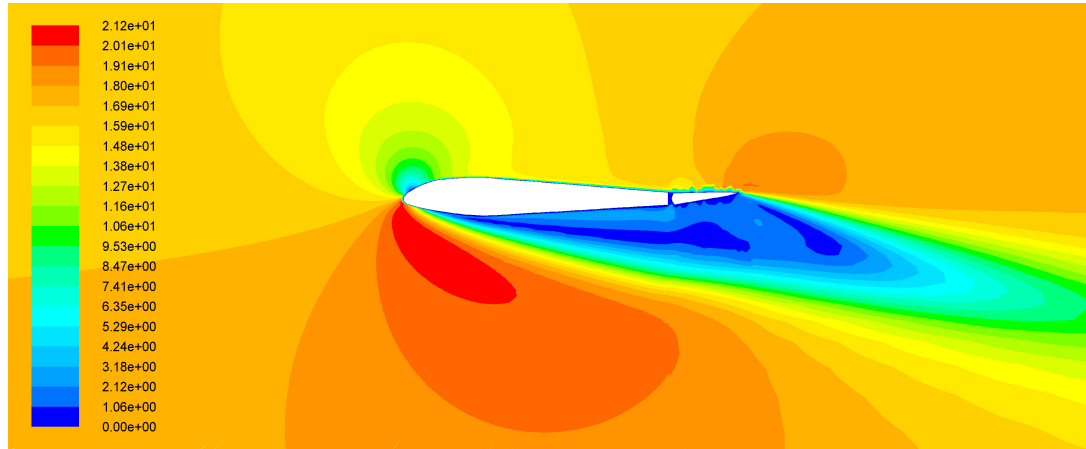


Figura 5.5. Contornos de velocidad, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -6^\circ$

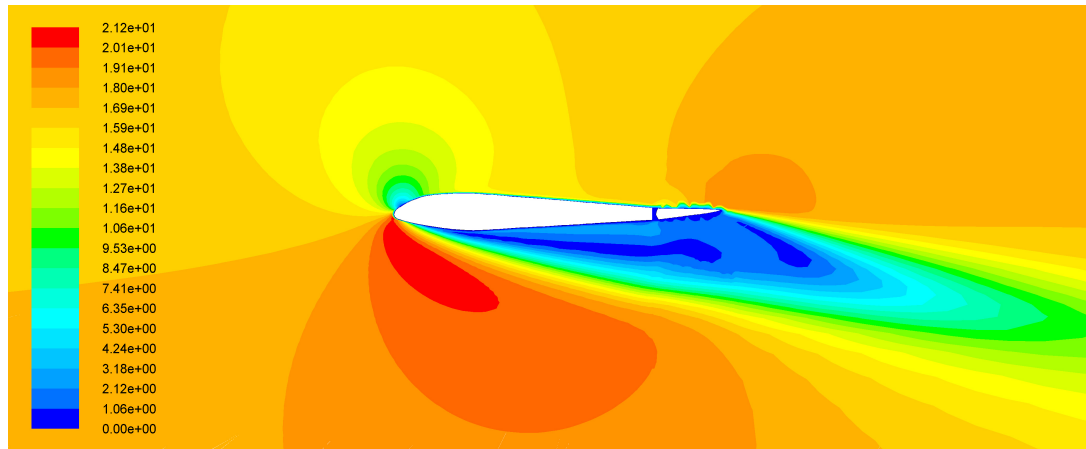


Figura 5.6. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -4^\circ$

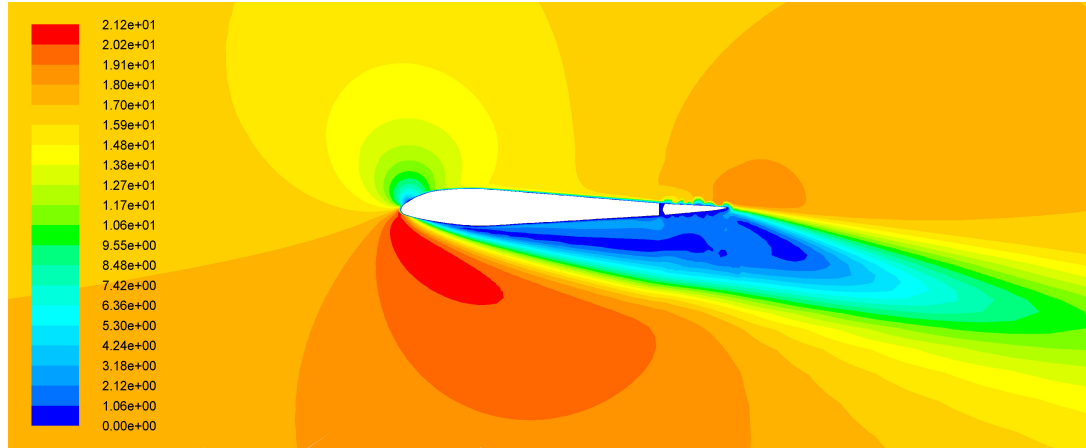


Figura 5.7. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = -2^\circ$

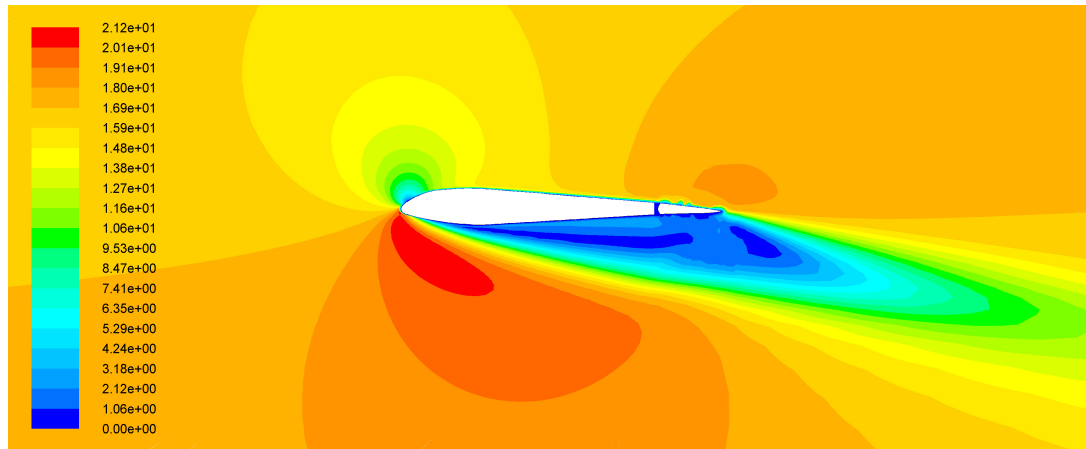


Figura 5.8. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 2^\circ$

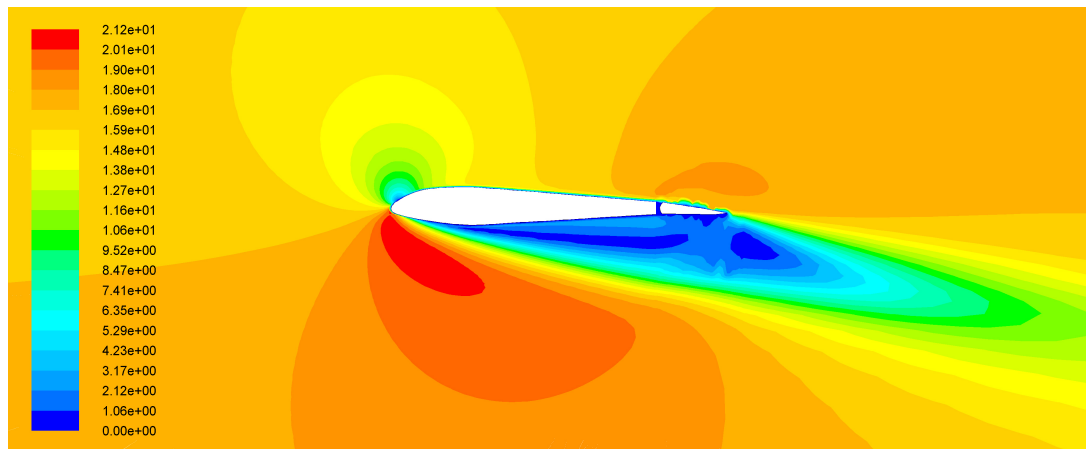


Figura 5.9. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 4^\circ$

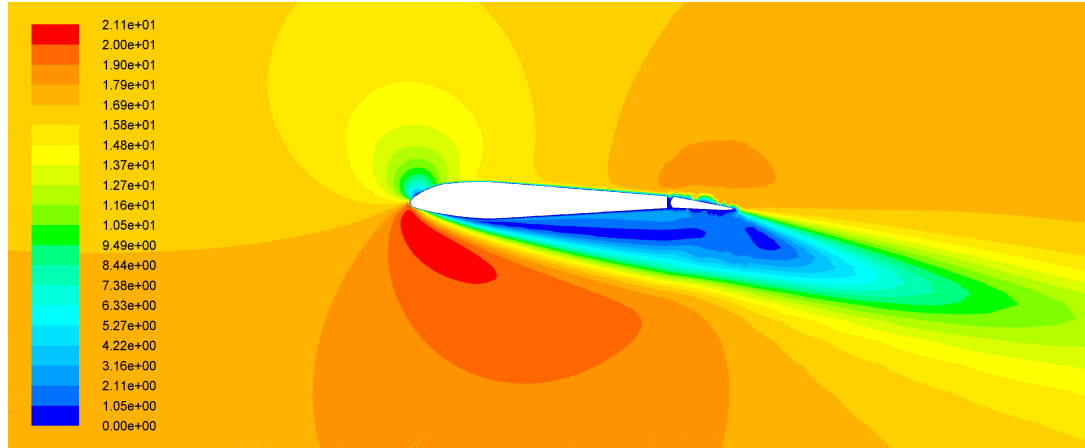


Figura 5.10. Contornos de velocidad $[m/s]$, modelo $k - \epsilon$, $Re = 6 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 6^\circ$

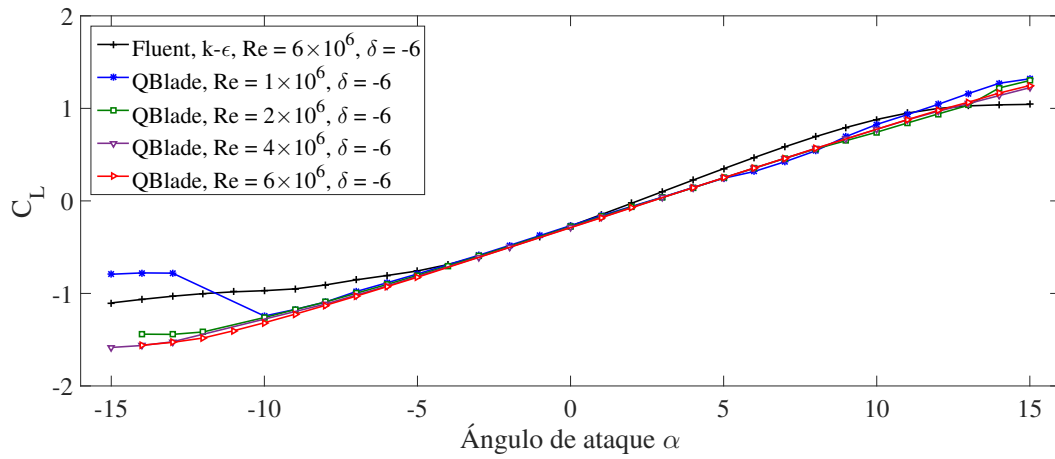


Figura 5.11. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -6^\circ$

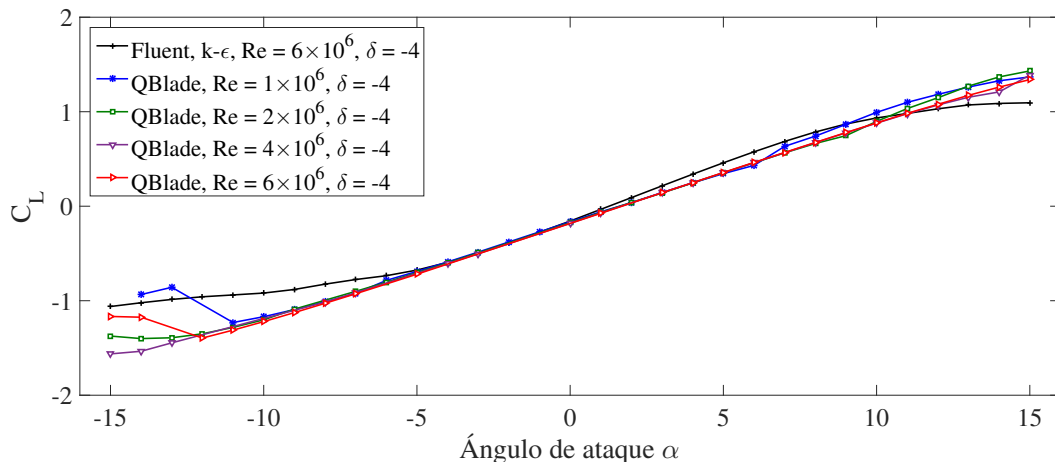


Figura 5.12. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -4^\circ$

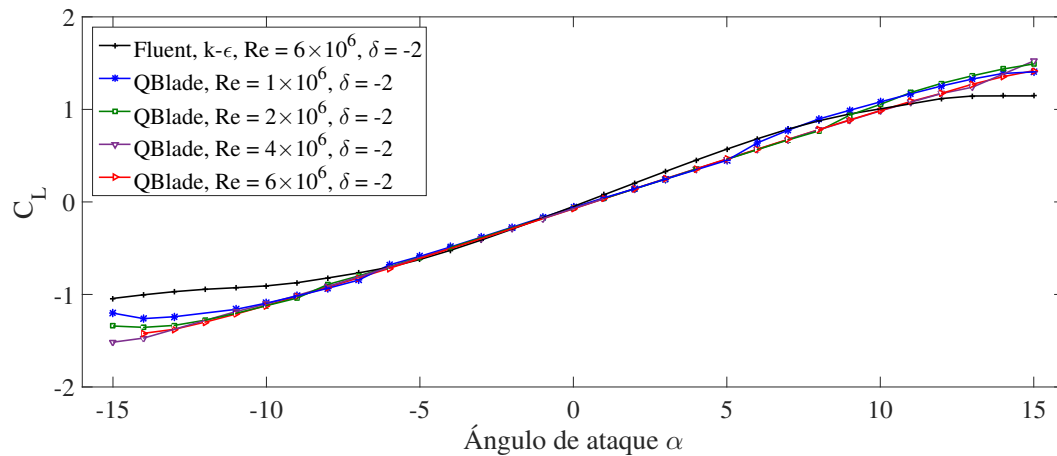


Figura 5.13. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = -2^\circ$

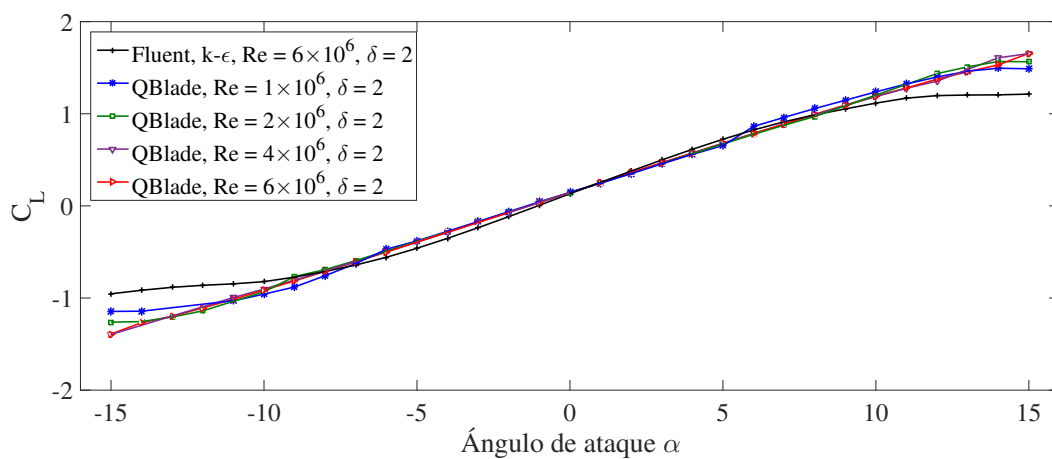


Figura 5.14. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 2^\circ$

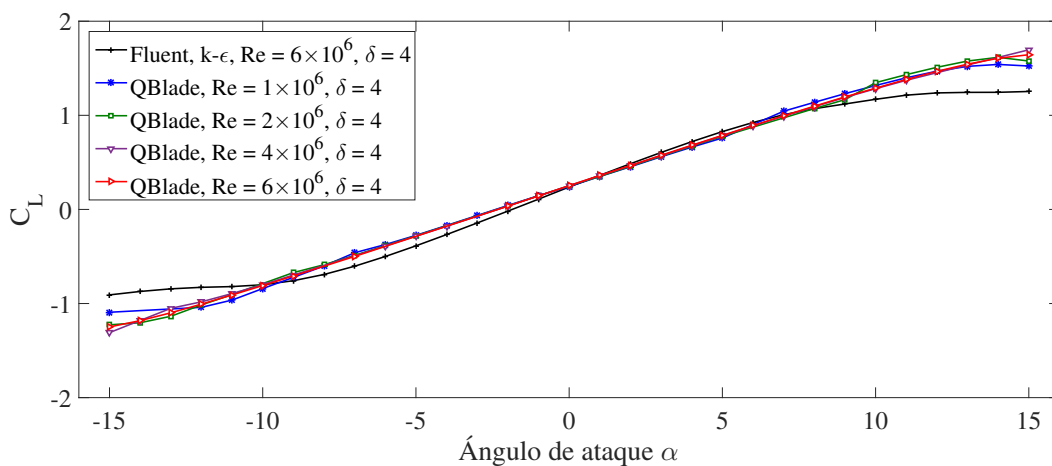


Figura 5.15. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 4^\circ$

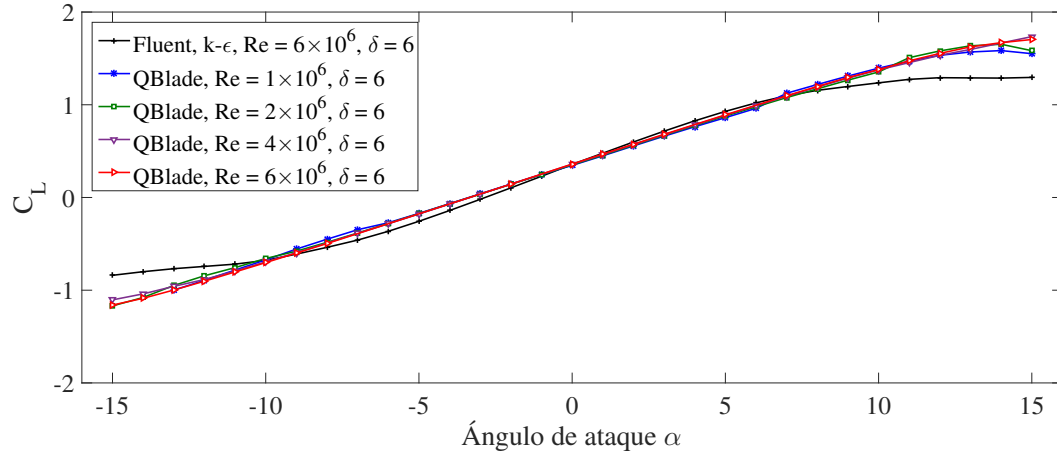


Figura 5.16. Curva de sustentación, para una deflexión $\delta = 6^\circ$

Dentro de los resultados obtenidos de la solución numérica por volumen finito (CFD), se muestra la distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil, sobre el intradós y extradós, diferenciando para deflexiones negativas y positivas de la superficie de control secundaria en las Figuras 5.17 y 5.18, respectivamente.

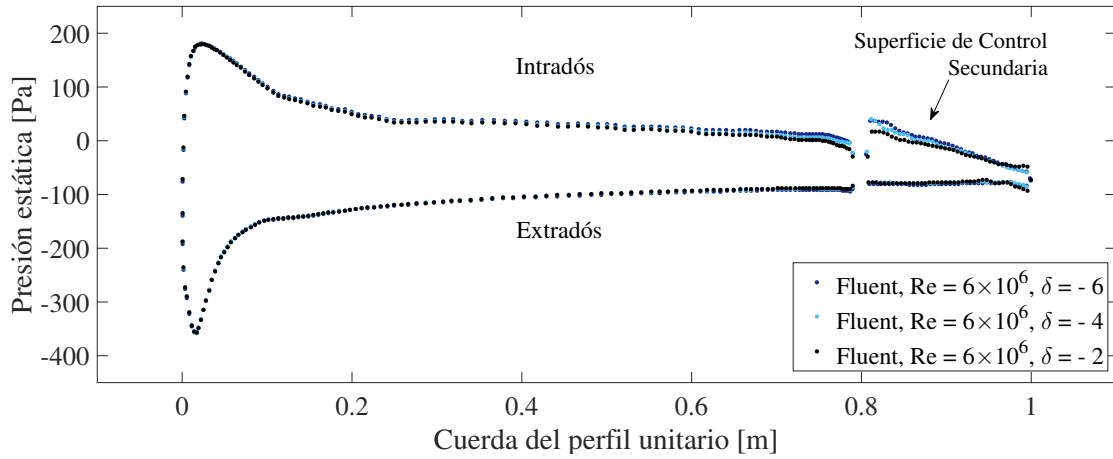


Figura 5.17. Distribución de presión sobre el perfil para deflexiones negativas de la superficie de control

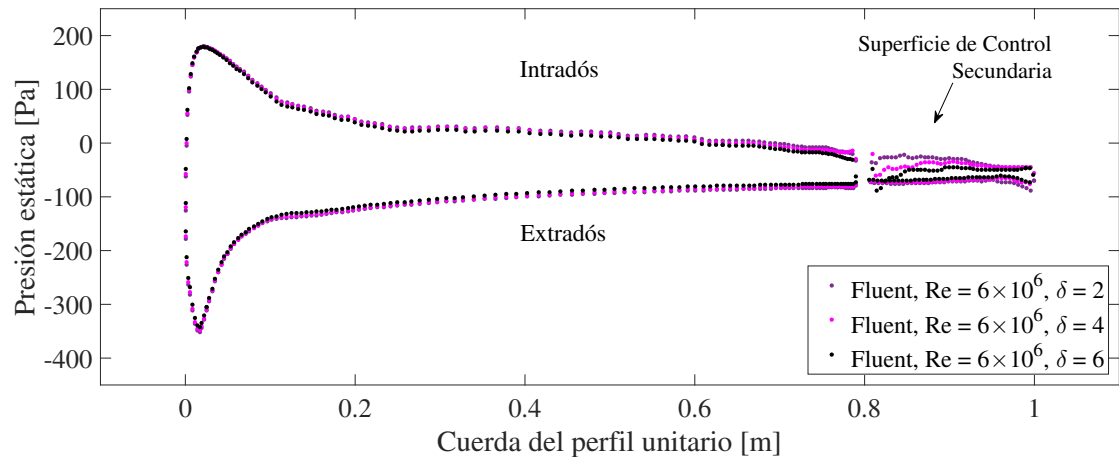


Figura 5.18. Distribución de presión sobre el perfil para deflexiones positivas de la superficie de control

5.2.1.2 Empuje Generado con la Superficie de Control Secundaria

De la misma manera que se realizó el calculo en la sección 3.4, utilizando la Teoría de Elemento de Pala, se calcula el empuje considerando las dimensiones propuestas anteriormente de la superficie de control. Teniendo en cuenta los parámetros de operación del manual y el cálculo previo del ángulo de incidencia ϕ . Se muestra en la Figura 5.19, el cambio del empuje o fuerza de sustentación, a partir de la deflexión de la superficie de control a lo largo de la longitud unitaria de la pala.

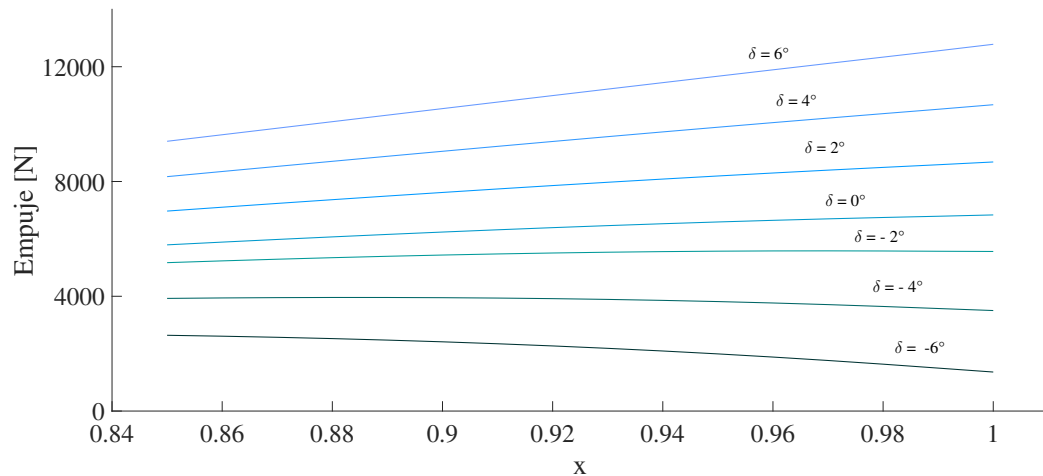


Figura 5.19. Variación del empuje de acuerdo a la deflexión de la superficie de control

5.2.2 Simulación CFD del Conjunto de Palas

Se lleva a cabo la simulación mediante CFD del conjunto de palas, para ver el cambio en el comportamiento del flujo a partir del movimiento de la superficie de control secundaria. Para esto, se tienen las siguientes etapas: creación del volumen de control, discretización del volumen, selección del método de solución, asignación de condiciones de frontera y solución de ecuaciones, este procedimiento se encuentra a detalle en el Apéndice B.

En la Figura 5.20, se muestra la discretización del volumen de control, en elementos tetraedros. Fue necesario realizar la conversión de elementos a poliédricos para optimizar la simulación.

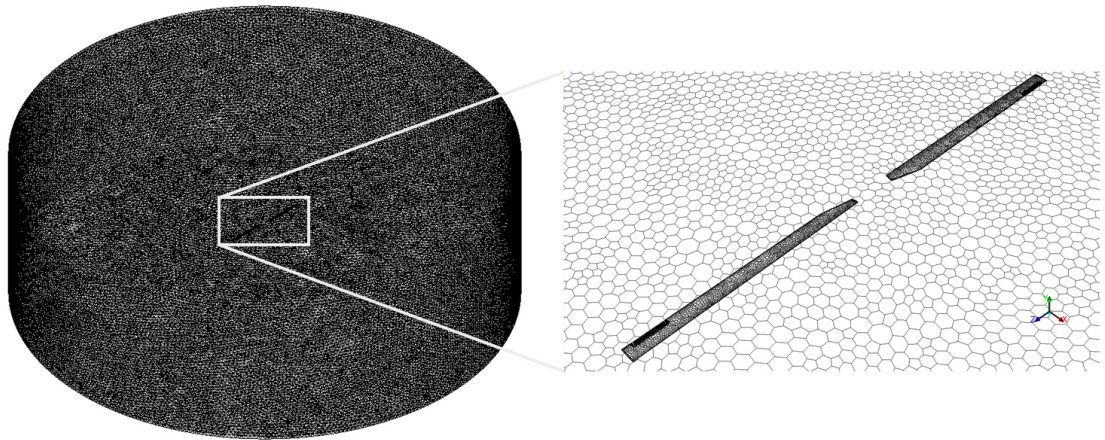


Figura 5.20. Discretización del volumen de control.

En la solución se utilizó un modelo de turbulencia $k - \omega$ SST, teniendo como condiciones de operación el giro alrededor del eje Y, a una velocidad angular de 394 RPM, que se ejemplifica en la Figura 5.21. Se realiza una simulación para 6 deflexiones de la superficie de control, tres hacia arriba (-6° , -4° , -2°), y tres hacia abajo (6° , 4° , 2°). Se muestran los resultados obtenidos de cada una de las simulaciones, se tienen contornos de presión, contornos de nivel de potencia acústica y el comportamiento de la distribución de velocidad de aire alrededor de la pala.

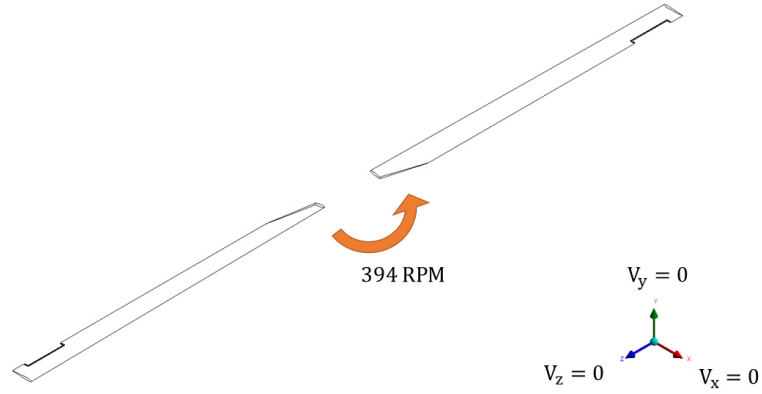


Figura 5.21. Condiciones de operación.

Se hace una revisión de los resultados más detalladamente en la zona de la superficie de control. En la Figura 5.22, se muestra la distribución de presión sobre la pala, cuando se tiene un ángulo de la superficie de control de $\delta = 0^\circ$.

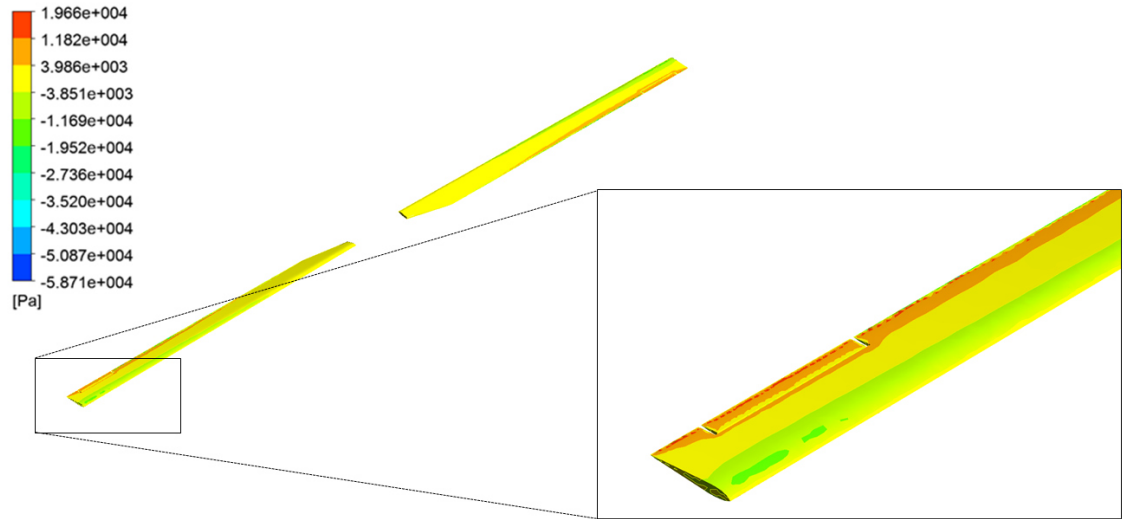
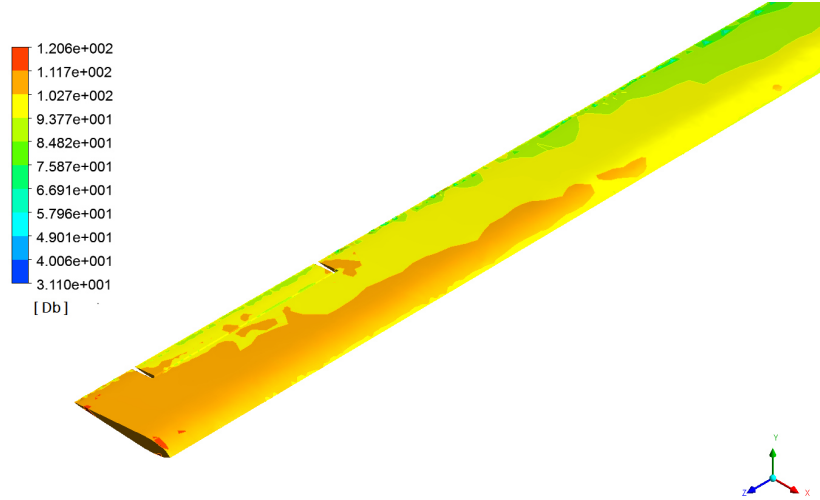


Figura 5.22. Contornos de presión a $\delta = 0^\circ$

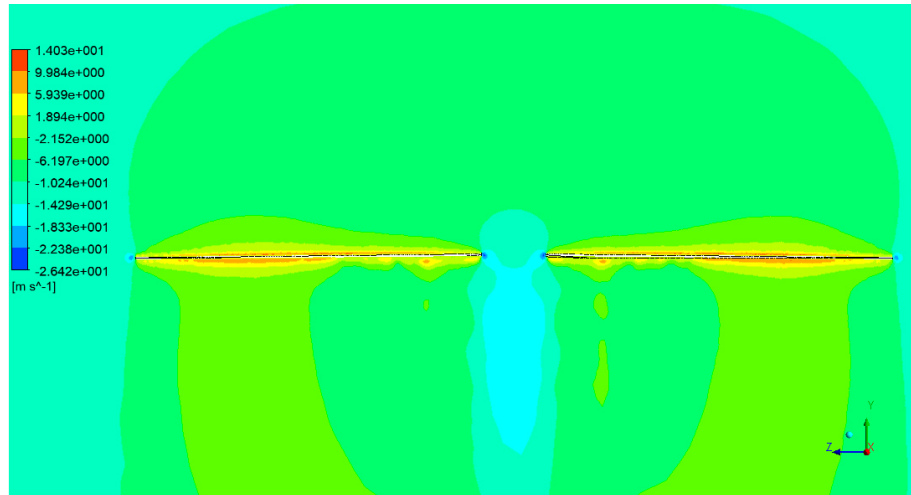
Los resultados de presión para las deflexiones positivas y negativas de la superficie de control se muestran en la Figura 5.25. Así como el cambio superficial en el nivel de potencia acústica sobre la pala afectado por la deflexión de la superficie de control, esto se ilustra en la Figura 5.25. Teniendo como punto de comparación los

resultados cuando la superficie de control se encuentra retraída, estos se muestran en la Figura 5.23.

Se presenta la variación de la distribución de velocidad en el plano YZ, utilizando diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria, que son mostradas en la Figura 5.26.

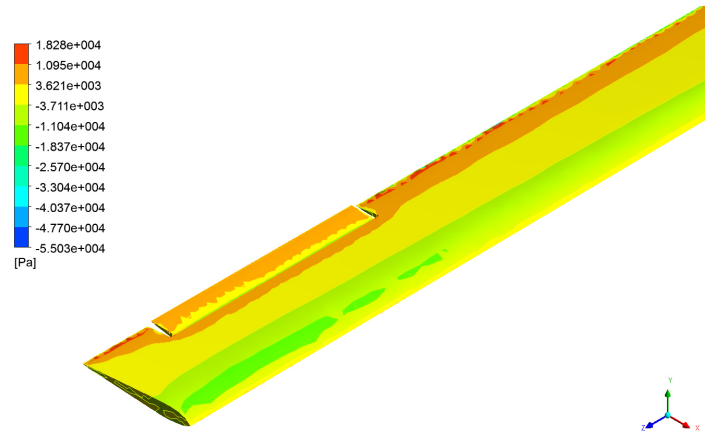


(a) Contornos de nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = 0^\circ$.

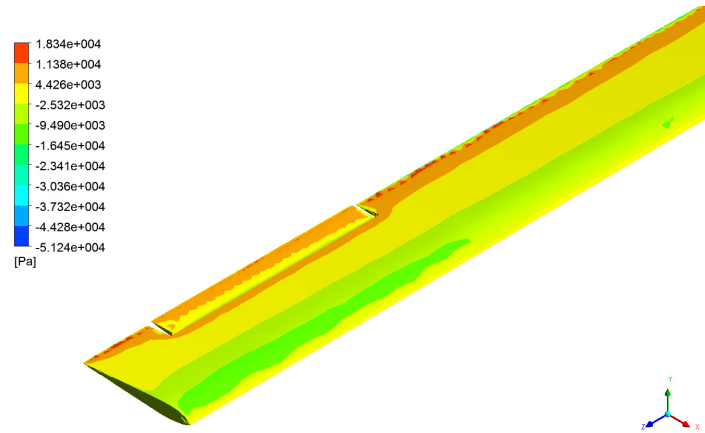


(b) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = 0^\circ$.

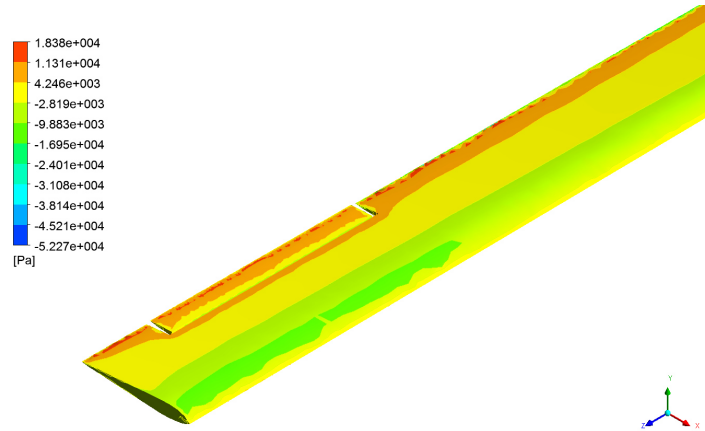
Figura 5.23. Contornos de nivel de potencia acústica y distribución de velocidad en el plano YZ con la superficie de control retraída.



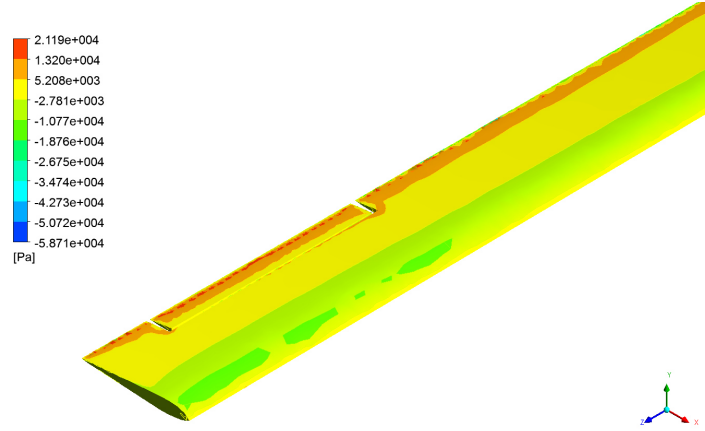
(a) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = -6^\circ$.



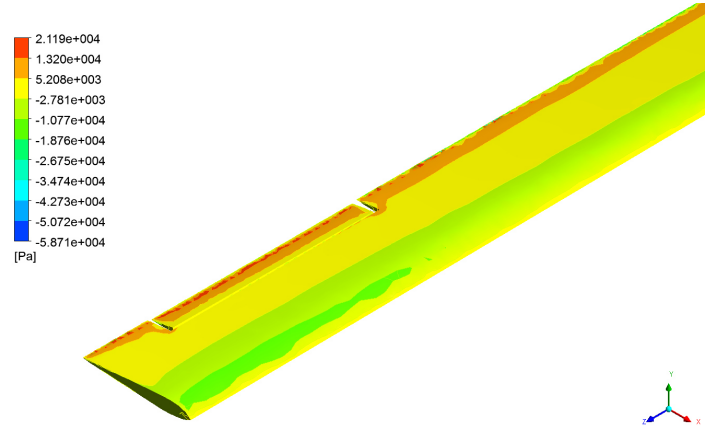
(b) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = -4^\circ$.



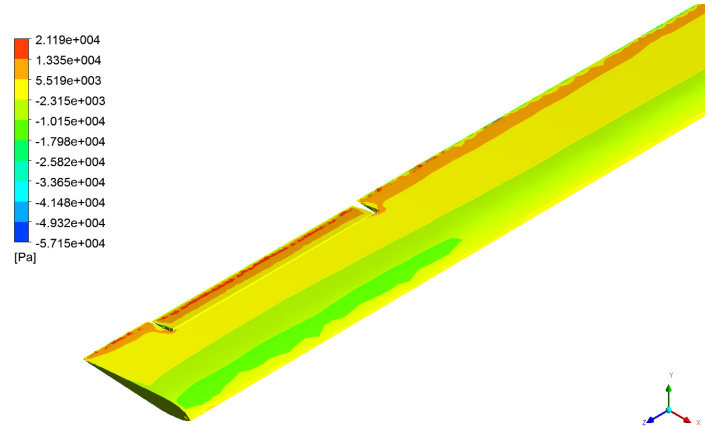
(c) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = -2^\circ$.



(d) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = 2^\circ$.

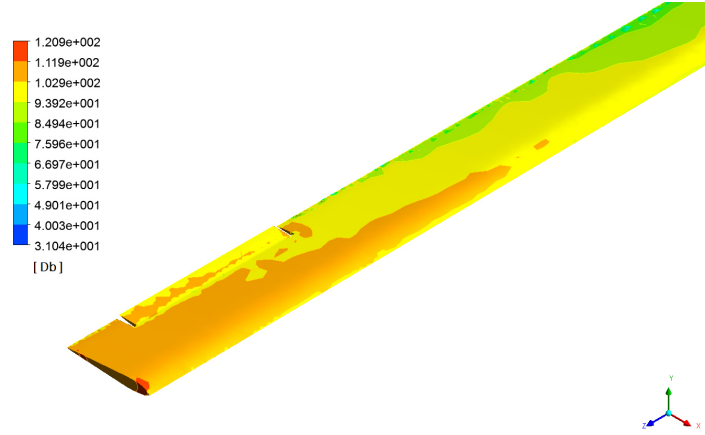


(e) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = 4^\circ$.

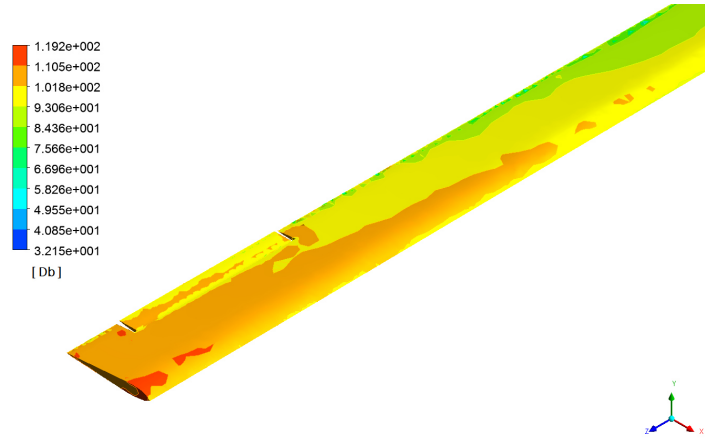


(f) Contornos de presión, deflexión de superficie de control $\delta = 6^\circ$.

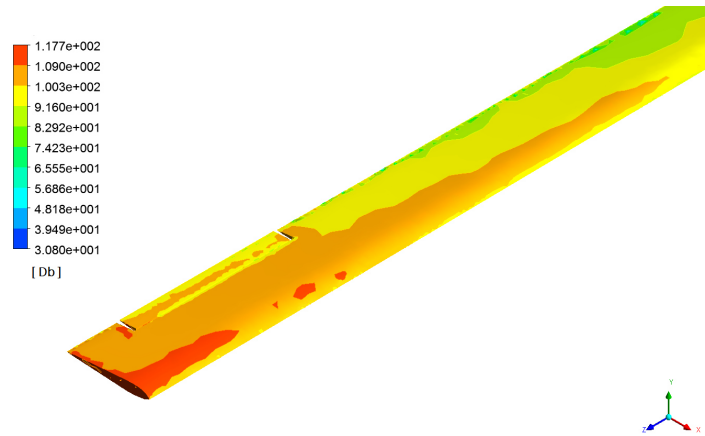
Figura 5.24. Contornos de presión a diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria.



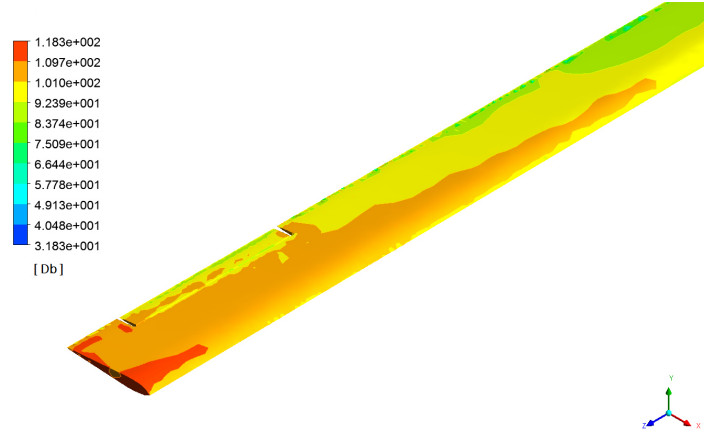
(a) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = -6^\circ$.



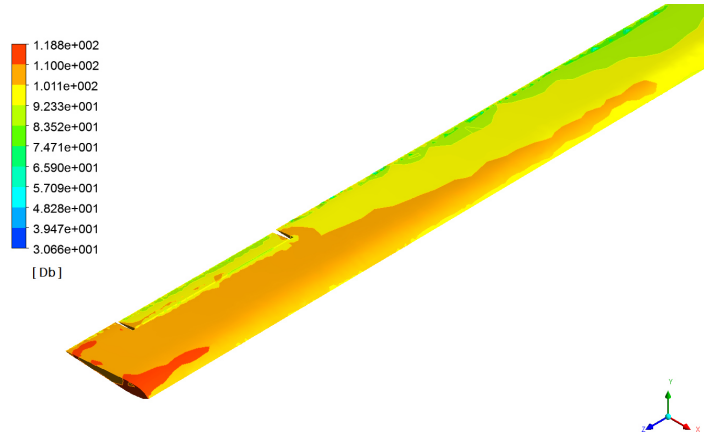
(b) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = -4^\circ$.



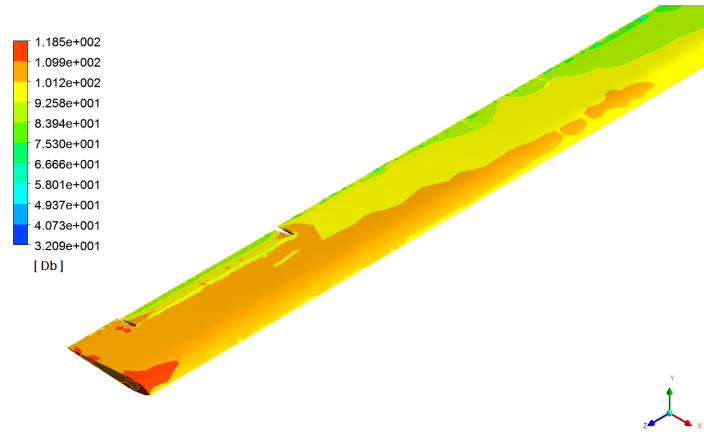
(c) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = -2^\circ$.



(d) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = 2^\circ$.

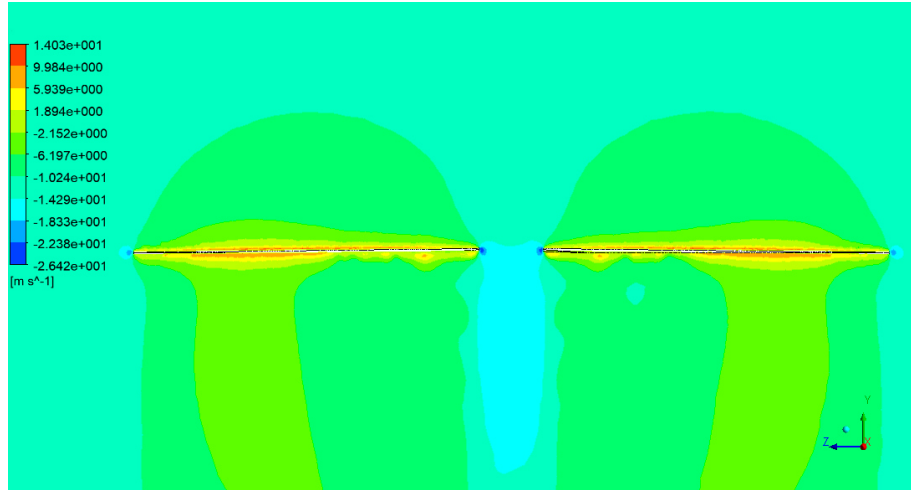


(e) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = 4^\circ$.

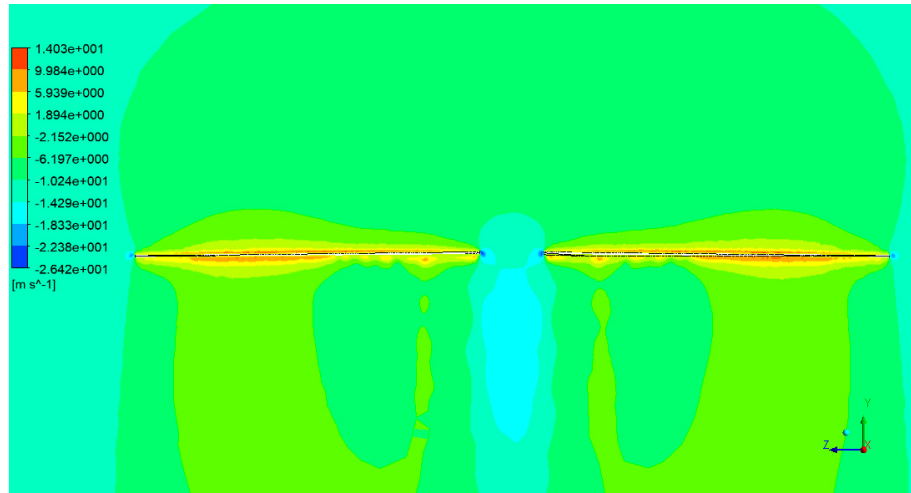


(f) Contornos nivel de potencia acústica, deflexión de superficie de control $\delta = 6^\circ$.

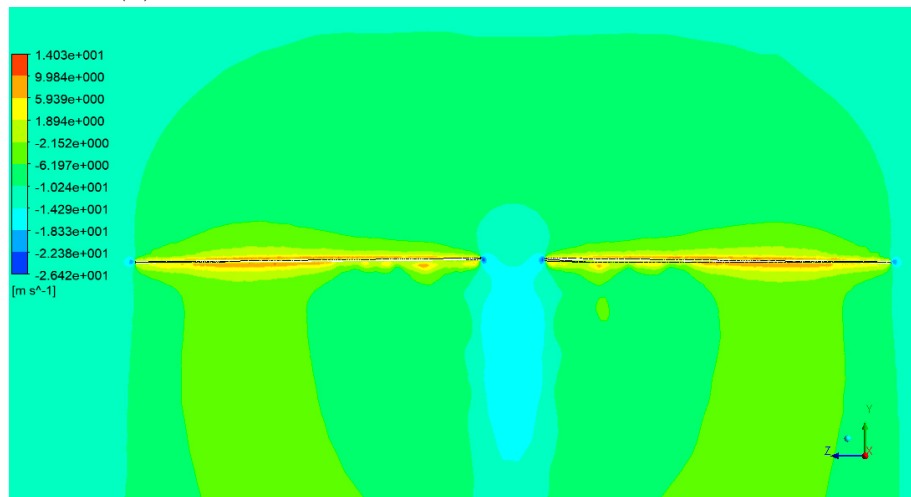
Figura 5.25. Contornos de nivel de potencia acústica a diferentes deflexiones de la superficie de control secundaria.



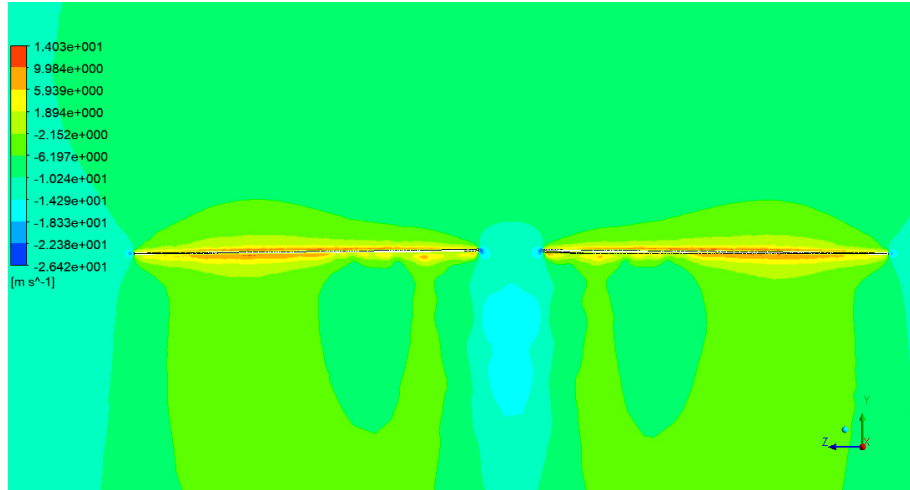
(a) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = -6^\circ$.



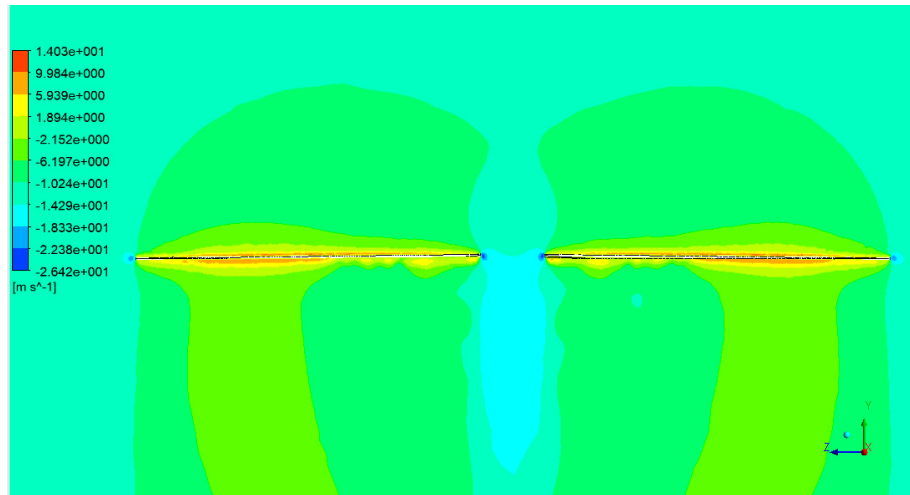
(b) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = -4^\circ$.



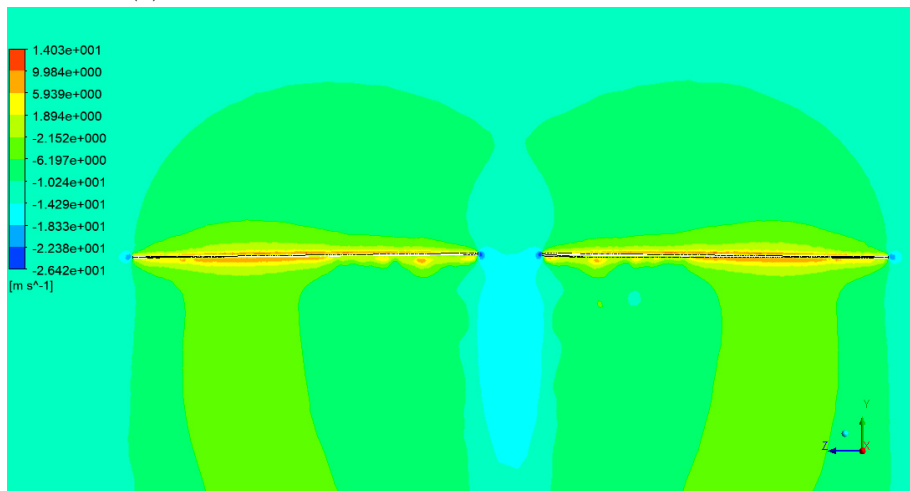
(c) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = -2^\circ$.



(d) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = 2^\circ$.



(e) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = 4^\circ$.

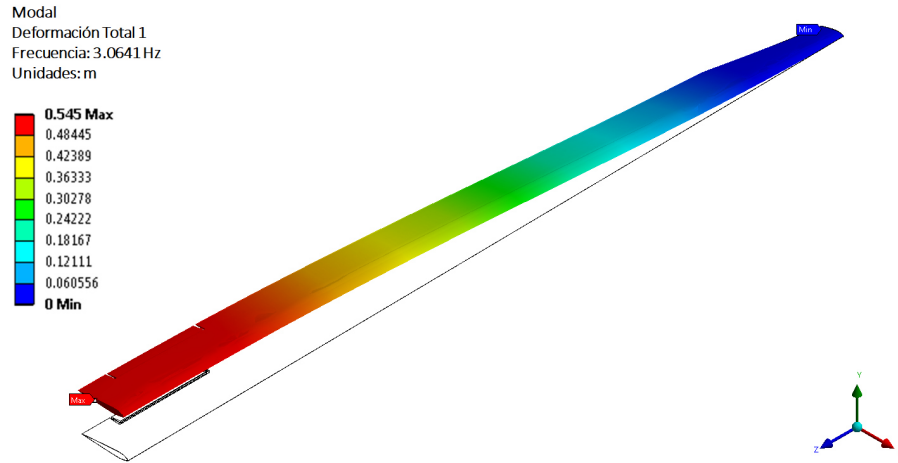


(f) Contornos de velocidad sobre el plano YZ $\delta = 6^\circ$.

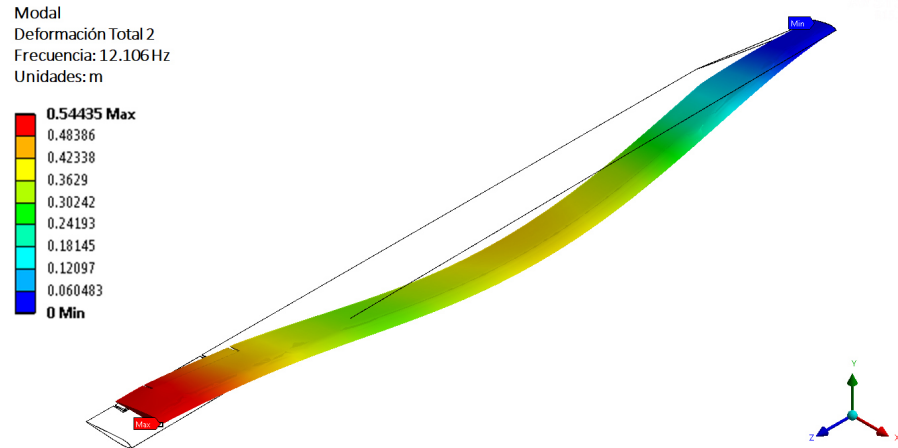
Figura 5.26. Cambio en la distribución de velocidad sobre el plano YZ a diferentes deflexiones de la superficie de control.

5.2.3 Análisis Modal de Elemento Finito

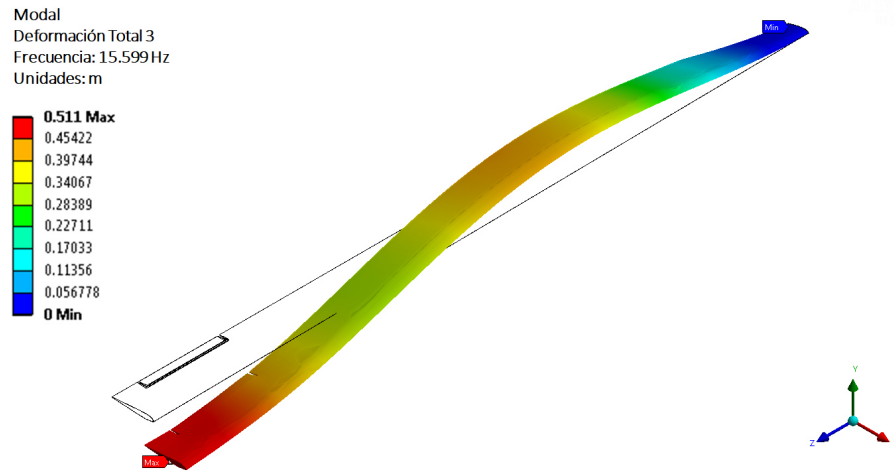
Partiendo del modelo anterior de la pala con la superficie de control secundaria, se realiza un análisis modal mediante elemento finito (FEA), utilizando las propiedades descritas en la sección 3.5.1. Para las mismas deflexiones de la superficie de control que en la sección anterior.



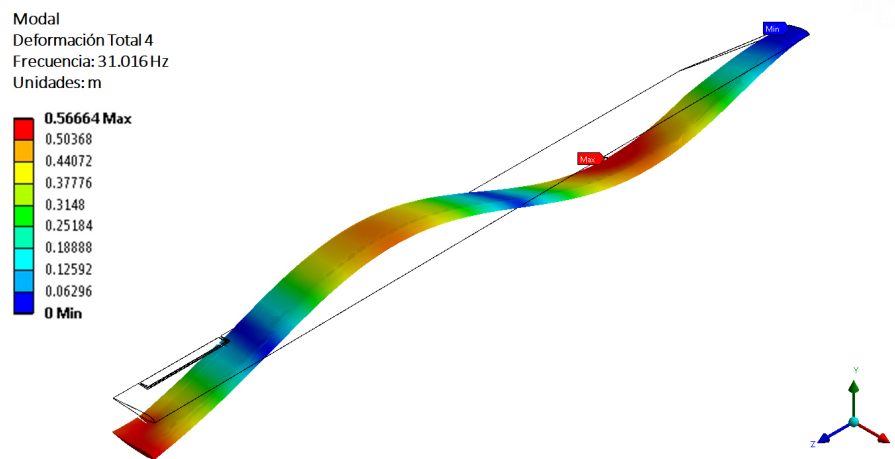
(a) Primer modo de vibración, $\omega_{1,2} = 3.0641 \text{ Hz}$.



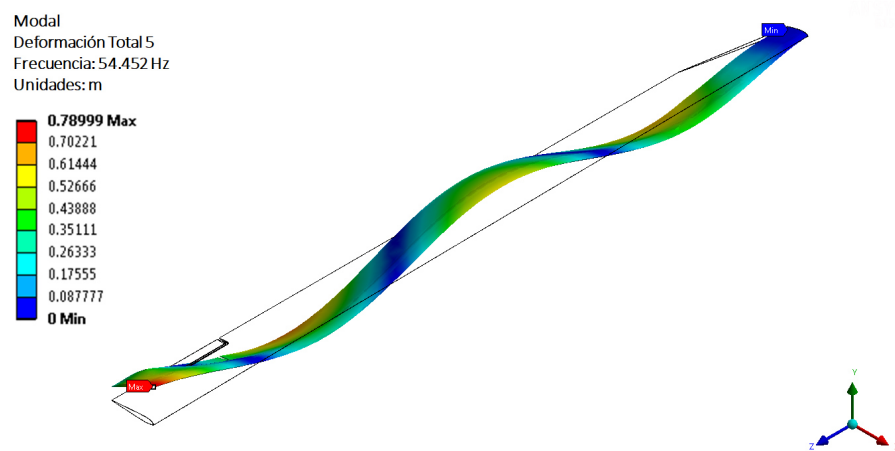
(b) Segundo modo de vibración, $\omega_{2,2} = 12.106 \text{ Hz}$.



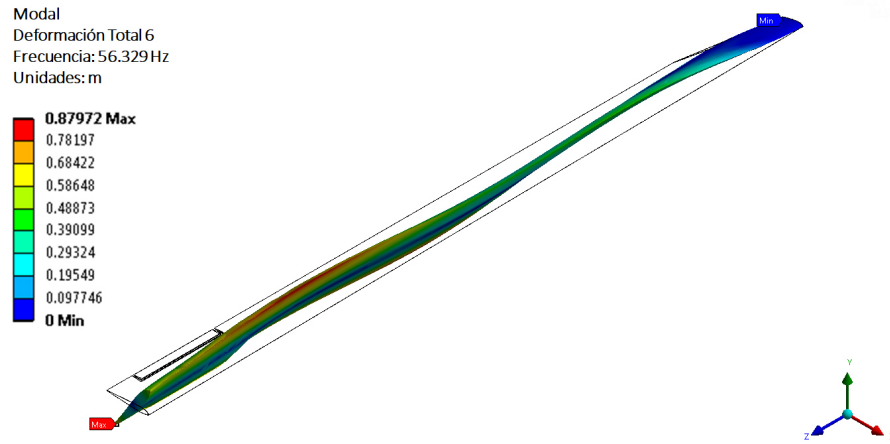
(c) Tercer modo de vibración, $\omega_{3,2} = 15.599 \text{ Hz}$.



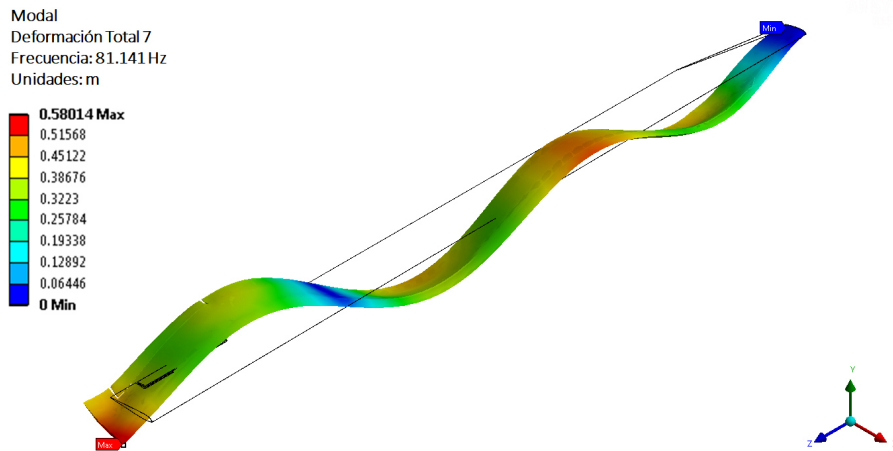
(d) Cuarto modo de vibración, $\omega_{4,2} = 31.016 \text{ Hz}$.



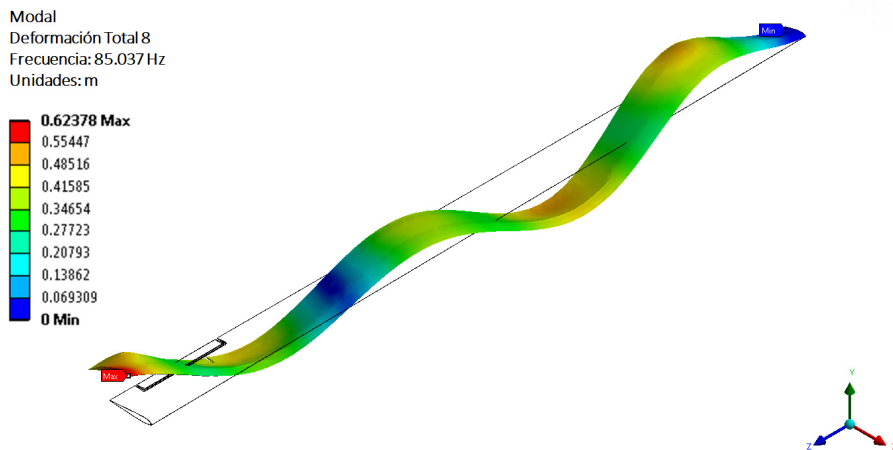
(e) Quinto modo de vibración, $\omega_{5,2} = 54.452 \text{ Hz}$.



(f) Sexto modo de vibración, $\omega_{6,2} = 56.329 Hz$.



(g) Séptimo modo de vibración, $\omega_{7,2} = 81.141 Hz$.



(h) Octavo modo de vibración, $\omega_{8,2} = 85.037 Hz$.

Figura 5.27. Modos de vibración y frecuencias naturales a $\delta = 2^\circ$.

Obteniendo como resultados modos de vibración y sus respectivas frecuencias naturales de una pala a diferentes ángulos de deflexión de la superficie de control. Se muestran las diferentes formas modales y frecuencias naturales resultantes de $\delta = 2^\circ$ en la Figura 5.27, ya que se obtuvieron los mismo tipos de modos a diferentes deflexiones.

Para cada ángulo de deflexión se obtienen las frecuencias naturales en un rango de 0 a 100 Hz, resultando un total de 8 modos de vibración en cada caso. Recabados estos datos en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1. Frecuencias naturales y variación del ángulo $[\delta]$

No. Modo	Frecuencias naturales ω_n [Hz]						
	$\delta = -6$	$\delta = -4$	$\delta = -2$	$\delta = 0$	$\delta = 2$	$\delta = 4$	$\delta = 6$
1	3.0798	3.0836	3.0771	3.1068	3.0641	3.0637	3.0642
2	12.067	12.126	12.119	12.386	12.106	12.140	12.139
3	15.684	15.728	15.708	15.921	15.599	15.545	15.494
4	31.210	31.351	31.209	32.315	31.016	31.114	31.159
5	54.907	55.126	54.847	56.158	54.452	54.701	54.835
6	60.244	59.257	55.597	57.923	56.329	56.379	57.928
7	80.970	81.238	81.237	83.134	81.141	81.098	80.930
8	85.287	85.557	85.834	88.301	85.037	84.982	84.969

5.2.4 Interacción Fluido-Estructural

Se utiliza el conjunto de herramientas del software Ansys[®], para simular la interacción que existe entre las cargas producidas sobre la pala en vuelo estacionario y la respuesta en frecuencia de la pala.

Los vectores de presión sobre la pala, para cada una de las deflexiones analizadas de la superficie de control secundaria, resultantes en la sección 5.2.2, son transferidos a un análisis modal, como se muestra en la Figura 5.28, para obtener la respuesta en frecuencia en una condición ideal de vuelo estacionario.

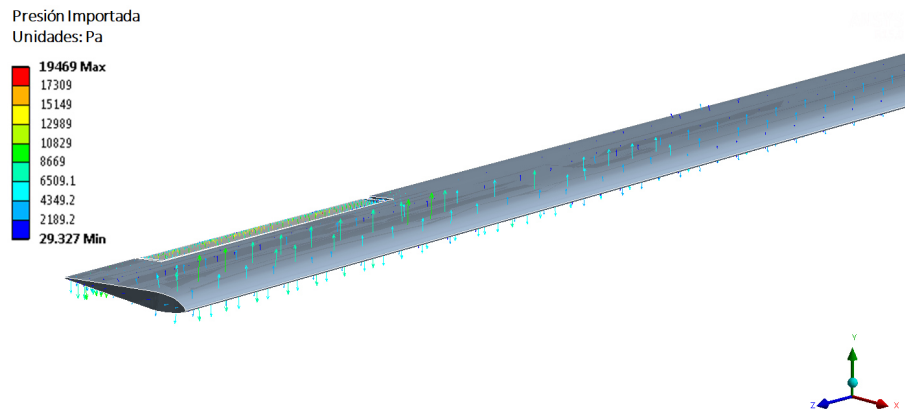


Figura 5.28. Vectores de presión importados a la estructura de la pala.

Se utiliza el mismo modelo que en la sección 5.2.3, para realizar el análisis modal considerando la presión ejercida por el movimiento de las palas. Esto se desarrolla para cada deflexión de la superficie de control y también cuando no se tiene una superficie de control. Los valores de las frecuencias obtenidas se muestran en la Tabla 5.2.

Los tipos de modos se presentan en la Figura 5.30, solo para el caso de $\delta = 2^\circ$, ya que la forma modal se mantiene para las demás deflexiones. Se tiene el primer modo de flexión a 7.363 Hz, un modo lateral a 10.876 Hz y el primer modo de torsión en 53.433 Hz.

Tabla 5.2. Frecuencias naturales en vuelo estacionario con ángulos $[\delta]$

No. Modo	Frecuencias naturales ω_n [Hz]						sin SCS
	$\delta = -6$	$\delta = -4$	$\delta = -2$	$\delta = 2$	$\delta = 4$	$\delta = 6$	
1	7.4593	7.4314	7.4102	7.3630	7.4072	7.4096	4.5461
2	10.844	10.882	10.908	10.876	10.864	10.811	7.2297
3	21.266	21.187	20.602	20.836	21.129	21.118	18.992
4	39.297	39.170	37.870	38.320	38.952	38.928	33.348
5	60.284	56.863	52.869	53.433	56.325	57.154	37.259
6	63.021	62.606	61.928	61.446	62.197	62.221	53.884
7	75.922	76.243	76.409	76.257	76.028	75.653	59.728
8	90.416	89.970	85.473	88.776	89.661	89.762	87.412

Para que sea posible comparar el comportamiento de las FRF obtenidas después del análisis aerodinámico, se presentan en la gráfica de la Figura 5.29, la respuesta en frecuencia de la pala cuando la superficie de control se encuentra deflectada a diferentes ángulos en contraste con el caso cuando no se tiene la superficie de control secundaria. Se logra apreciar que el valor de la frecuencia natural es mayor cuando se tiene la superficie de control y después de 30 Hz a ángulos negativos, las frecuencias disminuyen.

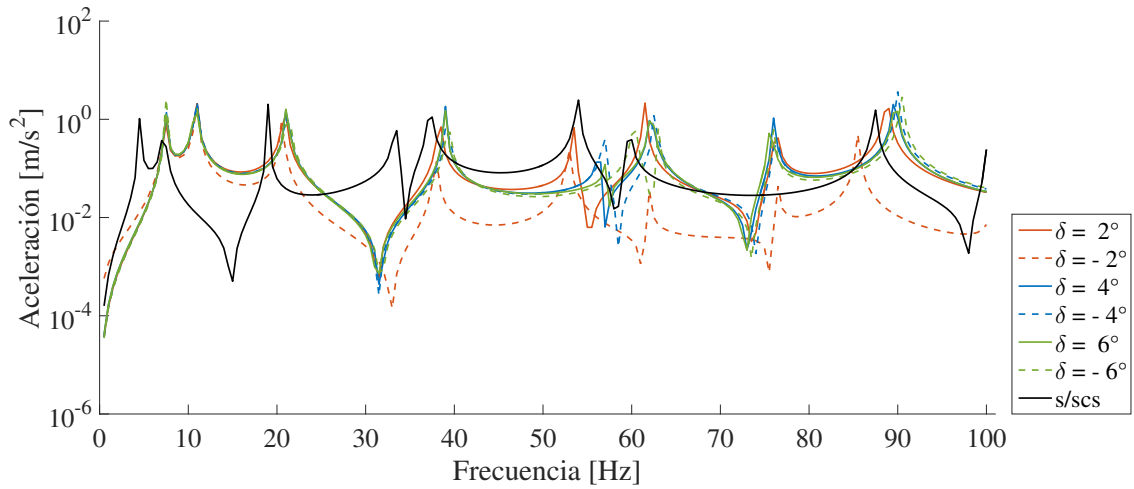
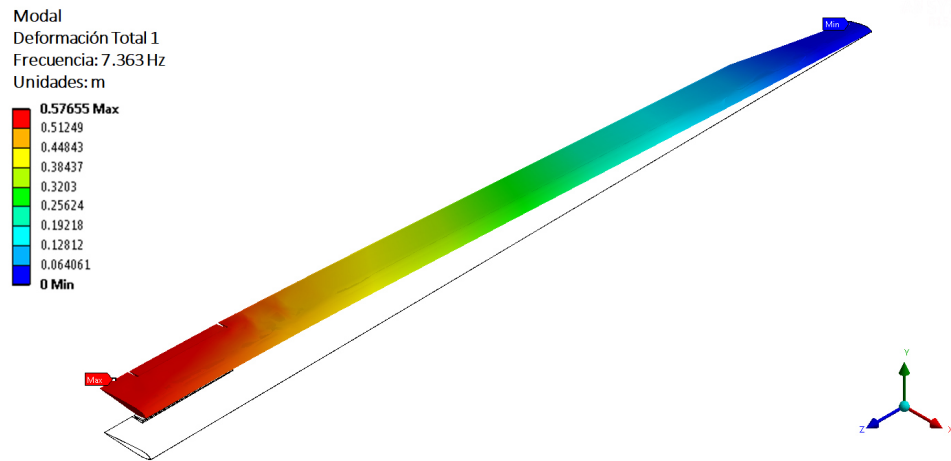
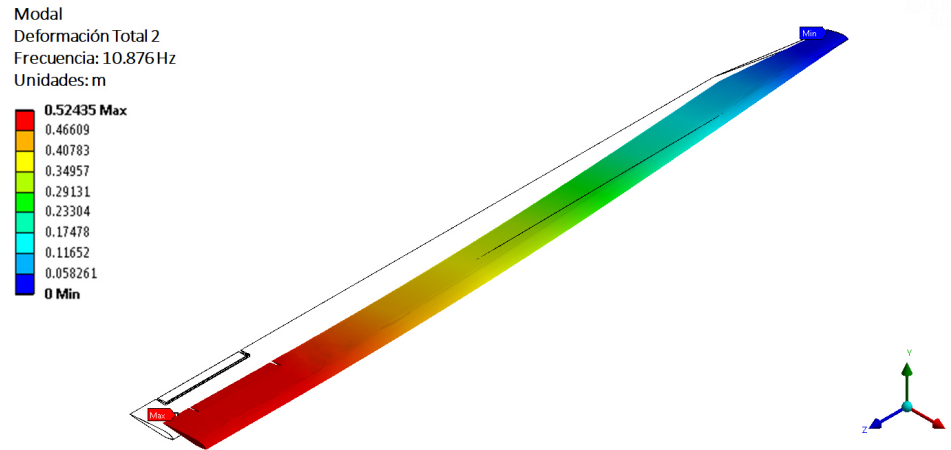


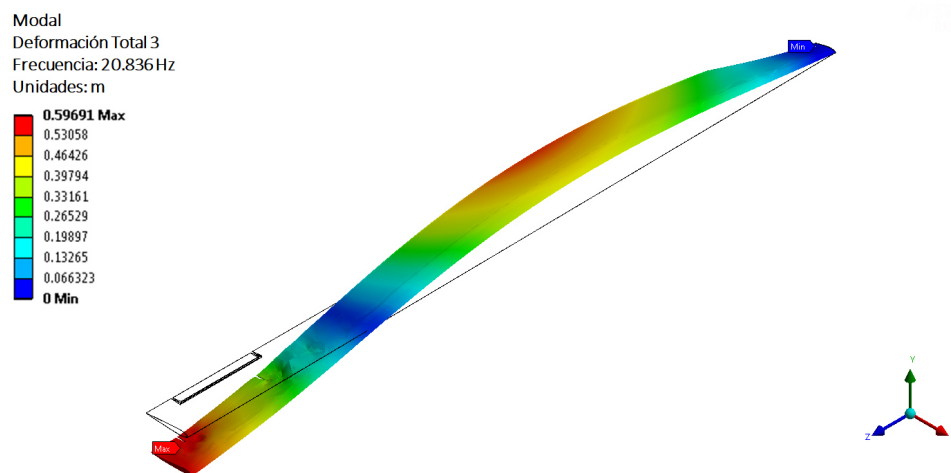
Figura 5.29. Comparación de FRF con superficie de control secundaria.



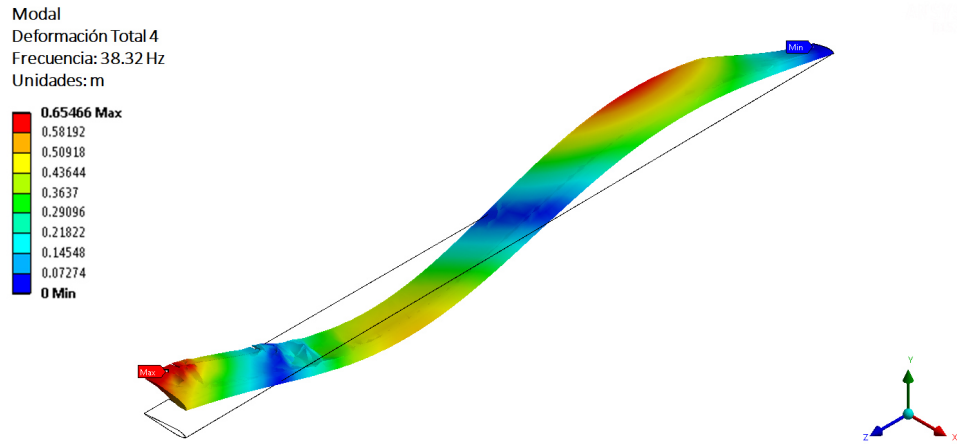
(a) Primer modo de vibración, $\omega_{1,2} = 7.363 \text{ Hz}$.



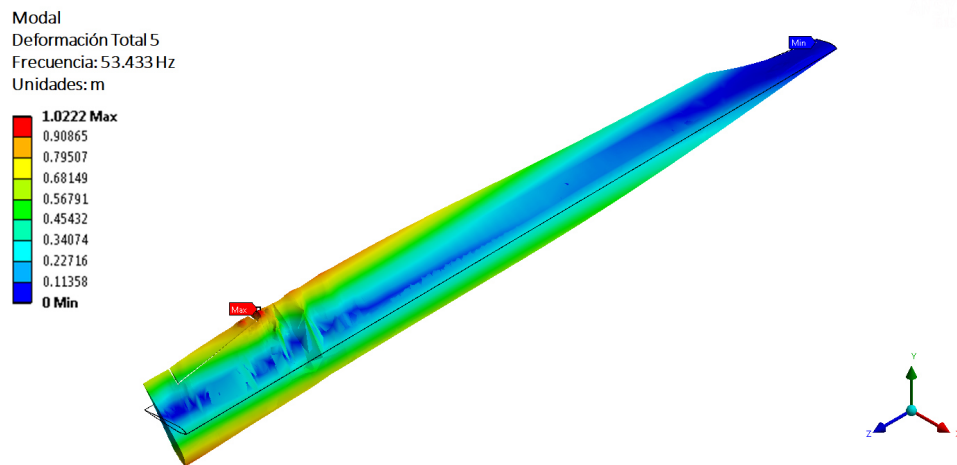
(b) Segundo modo de vibración, $\omega_{2,2} = 10.876 \text{ Hz}$.



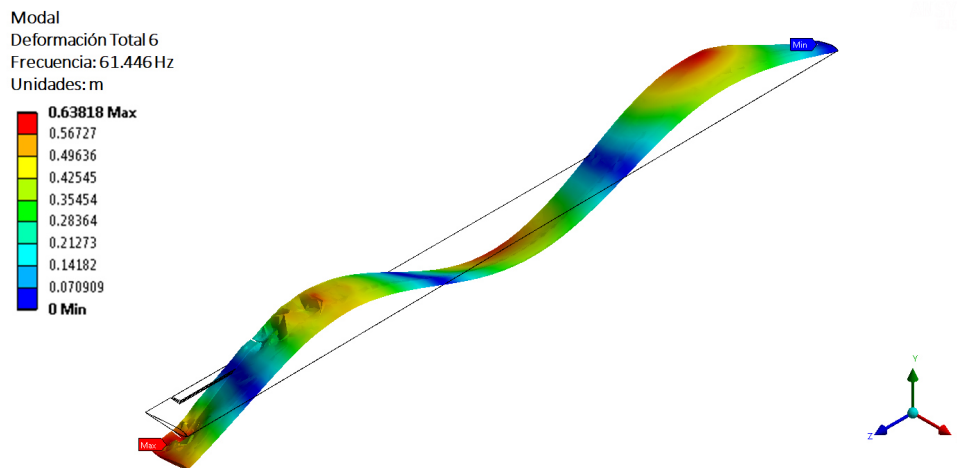
(c) Tercer modo de vibración, $\omega_{3,2} = 20.836 \text{ Hz}$.



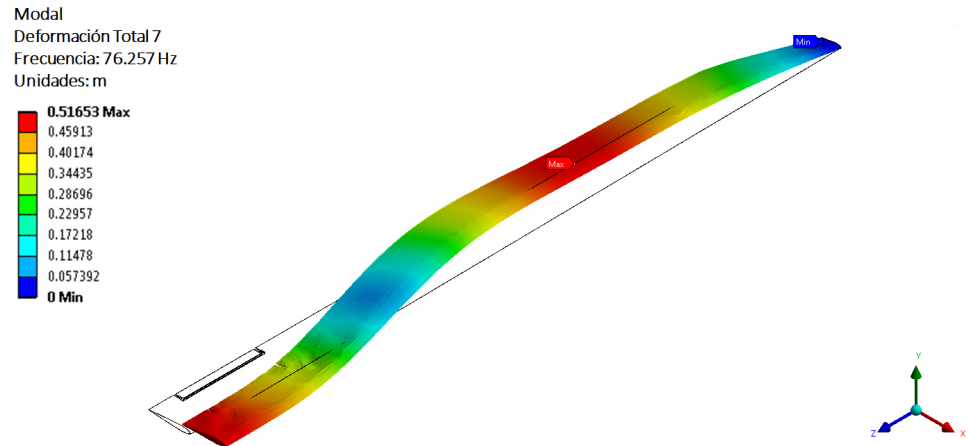
(d) Cuarto modo de vibración, $\omega_{4,2} = 38.320 \text{ Hz}$.



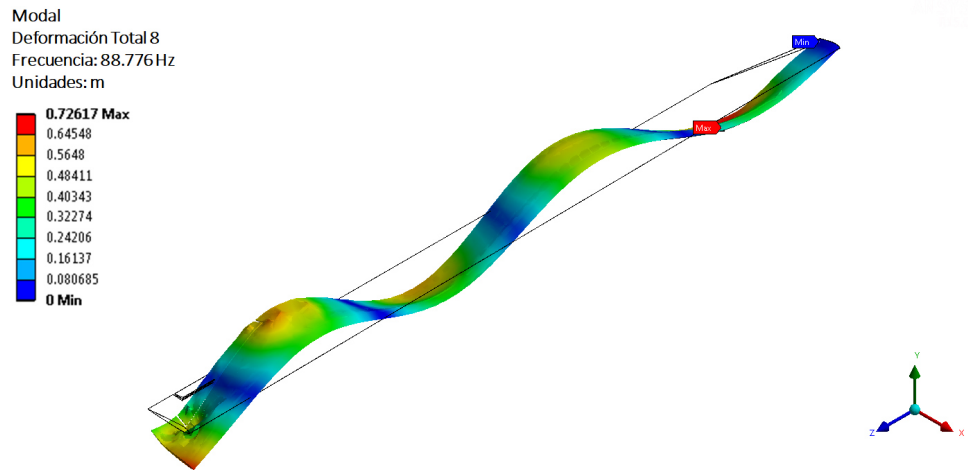
(e) Quinto modo de vibración, $\omega_{5,2} = 53.433 \text{ Hz}$.



(f) Sexto modo de vibración, $\omega_{6,2} = 61.446 \text{ Hz}$.



(g) Séptimo modo de vibración, $\omega_{7,2} = 76.257 \text{ Hz}$.



(h) Octavo modo de vibración, $\omega_{8,2} = 88.776 \text{ Hz}$.

Figura 5.30. Modos de vibración y frecuencias naturales con cargas aerodinámicas a $\delta = 2^\circ$.

5.3 Discusión de Resultados

Se realiza un análisis de los resultados obtenidos a lo largo de este capítulo. Comenzando por los datos del análisis en 2 dimensiones; se aprecia en las curvas de sustentación, que a ángulos positivos de δ , se tiene una pendiente mayor, es decir se alcanza un coeficiente de sustentación más alto a menores ángulos de ataque, por tanto, en la sección que comprende a la superficie de control sobre la pala se produce más sustentación o empuje, en deflexiones hacia abajo de la superficie de control.

En los resultados del conjunto de palas, para los datos de presión, con ángulos negativos δ existe alrededor de la superficie de control una zona de aumento de presión, al contrario de usar ángulos positivos, con ángulos negativos la distribución de presión es más uniforme, ya que al aumentar la curvatura del perfil el desprendimiento de la capa límite ocurre muy cerca del borde de salida. La potencia acústica comienza a disminuir con valores positivos del ángulo de la superficie de control, esto ocurre cerca de la punta de la pala.

En la magnitud de las frecuencias naturales, se presenta una variación diferente para cada modo de vibración, esto debido a que cuando actúa la superficie de control implica un cambio en la sección transversal, y a su vez una distribución de presión diferente.

5.4 Sumario

Durante este capítulo se realiza la propuesta de la superficie de control, en dimensiones, localización sobre la pala y deflexiones efectivas para un cambio en las fuerzas aerodinámicas, para corroborar esto se realizan cálculos de fuerzas y comportamiento de las propiedades de presión y velocidad en condiciones de vuelo estacionario. Finalizando con un análisis modal por elemento finito para determinar la respuesta en frecuencia cuando se flexiona la superficie de control secundaria.

Capítulo 6

Conclusiones y Recomendaciones

6.1 Conclusiones Finales

La investigación presentada en este documento trata la dimensionalización y ubicación de una superficie de control secundaria sobre la pala del rotor principal de un helicóptero, que ayude al control de vibraciones. El movimiento de la superficie de control genera un cambio en las cargas aerodinámicas, y a su vez en el comportamiento de flujo de aire cerca de la punta, ya que a ángulos positivos de la superficie de control, se disminuye la generación de vórtices en la punta, y esto permite la supresión de la fuente de vibración. El trabajo realizado queda dividido principalmente en tres etapas; la caracterización aerodinámica, el desarrollo experimental y la propuesta geométrica de la superficie de control secundaria; a continuación se concluye sobre los resultados de cada etapa.

6.1.1 Caracterización Aerodinámica

Se obtuvo la distribución geométrica del perfil que forma la pala, lo cual permitió la caracterización de las curvas de sustentación, obteniendo como resultado la pendiente C_{L_α} , misma que se utilizó para el cálculo teórico de la fuerza de empuje, calculándose un valor muy cercano al peso de carga de la aeronave real.

6.1.2 Experimentación

Tener las características geométricas de la pala dio la posibilidad de crear un modelo en computadora, realizando así, mediante elemento finito, un análisis modal, donde se obtuvieron las frecuencias naturales y modos de vibración, que sirvieron para predecir los resultados experimentales de vibración libre.

En la etapa experimental, se obtuvieron los parámetros modales, partiendo de una prueba de vibración libre a la pala del Helicóptero Bell 206L, teniendo como resultado modos de vibración, frecuencias naturales y porcentajes de amortiguamiento, que al ser comparados con los correspondientes del análisis modal FEA, coinciden varios en magnitud y forma, por lo tanto se pueden validar ambos modelos.

6.1.3 Superficie de Control Secundaria

Se propuso una superficie de control secundaria en el borde de salida de la pala, cercana a la punta, para cambiar la distribución de fuerzas aerodinámicas y se caracterizó el comportamiento aerodinámico y las propiedades modales con base en herramientas de CFD y FEA. Partiendo del análisis de dinámica de fluidos se obtuvo el cambio en la distribución de presión al cambiar la curvatura por medio de la superficie de control en el perfil unitario, teniendo como resultados una mayor fuerza de sustentación a ángulos positivos de δ .

Se analizó el comportamiento del flujo en el conjunto de palas, en las variables de distribución de velocidad, distribución de presión y nivel de potencia acústica, obteniendo resultados de disminución en la presión y potencia acústica cerca de la punta para ángulos positivos de la superficie de control. De acuerdo a la distribución de velocidad la posición donde se tiene una velocidad más uniforme alrededor de las palas es a $\delta = 2^\circ$. Puntualizando así, que es posible disminuir la fuente de vibración que se crea por flujo no uniforme y creación de vórtices en la punta.

6.2 Recomendaciones para Trabajo Futuro

Se presentan una serie de recomendaciones, que surgen como complemento, y se pueden tener a consideración si se desea continuar con este trabajo de investigación.

1. Desarrollar el análisis proponiendo otras dimensiones de la superficie de control así como su localización sobre la pala, para determinar la mejor configuración, de acuerdo a su comportamiento sobre las fuerzas aerodinámicas y su respuesta en frecuencia.
2. Modelar la transición del comportamiento de flujo de aire que ocurre al deflektarse la superficie de control secundaria, así como la deflexión alternante de la superficie de control en cada pala.
3. Realizar la investigación para diferentes condiciones de vuelo, y de ser posible considerar perturbaciones como ráfagas de viento.
4. Analizar el efecto de la superficie de control sobre momentos aerodinámicos y centro aerodinámico de las palas.
5. Investigar posibles materiales piezoeléctricos para llevar a cabo la actuación de la superficie de control secundaria.

Apéndice A

Coordenadas del Perfil Unitario

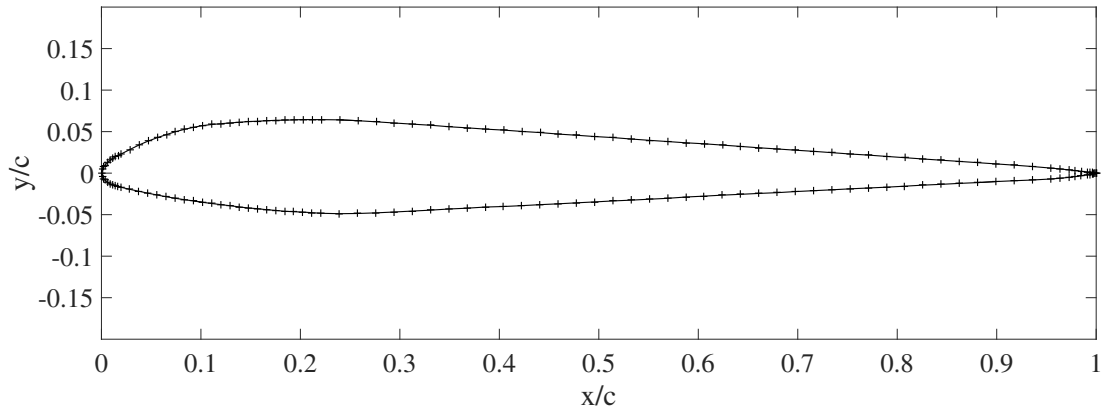


Figura A.1. Perfil aerodinámico utilizado en Helicóptero Bell 206L

		0.935872175	0.007970405
		0.917547203	0.009618654
1.000000000	0.000000000	0.899221774	0.011133757
0.998693395	0.000211065	0.880896201	0.012607151
0.997384782	0.000419956	0.862570810	0.014133650
0.996076161	0.000626379	0.844245126	0.015574684
0.993458893	0.001031941	0.825919568	0.017052528
0.990841592	0.001427996	0.807594277	0.018607800
0.984952551	0.002285612	0.789268900	0.020138097
0.978736176	0.003143014	0.770943729	0.021728345
0.972519642	0.003954406	0.752617640	0.023051791
0.963358169	0.005072963	0.734292524	0.024657925
0.954196411	0.006108530	0.715967408	0.026264206

Apéndice A. Coordenadas del Perfil Unitario

0.697641487	0.027636365	0.138672557	0.061253240
0.679315953	0.029121298	0.129504737	0.060526745
0.660990179	0.030536160	0.120335976	0.059527119
0.642665206	0.032184066	0.111167629	0.058647396
0.624339990	0.033761288	0.101997587	0.057275314
0.606014772	0.035337739	0.092825358	0.055267542
0.587688244	0.036533632	0.083651558	0.052803210
0.569362754	0.038031142	0.074476397	0.049943191
0.551037194	0.039508356	0.065298976	0.046426344
0.532711925	0.041069992	0.056120868	0.042709705
0.514387286	0.042814995	0.046941503	0.038627774
0.496060951	0.044066813	0.037759902	0.033895859
0.477735673	0.045625955	0.028575823	0.028443750
0.459409878	0.047034738	0.019391039	0.022786864
0.441085463	0.048844824	0.016767359	0.021328642
0.422759547	0.050218539	0.014143593	0.019845445
0.404434419	0.051821180	0.011517551	0.017700930
0.386107851	0.053005359	0.008891685	0.015607285
0.367782552	0.054558525	0.006263205	0.012753929
0.349456452	0.055878696	0.003633387	0.009511634
0.331131965	0.057667854	0.002318295	0.007837368
0.312805904	0.058999254	0.000998019	0.004656514
0.294480008	0.060378927	0.000000000	0.000000000
0.276154302	0.061813570	0.000967692	-0.004158265
0.257828286	0.063158237	0.002267060	-0.007054287
0.239501137	0.064173599	0.003571833	-0.008379214
0.221171385	0.064432211	0.006181344	-0.011039279
0.212006172	0.064463744	0.008792808	-0.013132004
0.202840959	0.064495277	0.011407629	-0.014248489
0.193674660	0.064210970	0.014022677	-0.015299395
0.184507813	0.063767312	0.016638509	-0.016122260
0.175342084	0.063648784	0.019254473	-0.016906761
0.166174947	0.063120961	0.028410953	-0.019476446
0.157007699	0.062561110	0.037568227	-0.021815415
0.147840822	0.062108783	0.046725528	-0.024146473

Apéndice A. Coordenadas del Perfil Unitario

0.055883417	-0.026306811	0.532458690	-0.032534114
0.065041471	-0.028418919	0.550793272	-0.031388830
0.074200510	-0.030244854	0.569127552	-0.030331630
0.083359814	-0.031993926	0.587463593	-0.028762378
0.092520246	-0.033414950	0.605797882	-0.027702341
0.101679648	-0.035135146	0.624132667	-0.026498205
0.110840038	-0.036568403	0.642466704	-0.025511597
0.120000816	-0.037889108	0.660801079	-0.024426567
0.129161493	-0.039238865	0.679134812	-0.023528236
0.138322076	-0.040615857	0.697469995	-0.022208479
0.147482775	-0.041959432	0.715804321	-0.021137900
0.156645274	-0.042779839	0.734138593	-0.020082942
0.165806343	-0.044015525	0.752473268	-0.018910607
0.174968795	-0.044849489	0.770807377	-0.017903115
0.184130331	-0.045949803	0.789141387	-0.016924284
0.193293864	-0.046469488	0.807476187	-0.015715786
0.202457695	-0.046902562	0.825811162	-0.014456271
0.211620522	-0.047627377	0.844145120	-0.013492755
0.220783351	-0.048351772	0.862479731	-0.012339008
0.239112321	-0.048837767	0.880813613	-0.011397367
0.257443791	-0.048597327	0.899148581	-0.010140010
0.275777011	-0.047848107	0.917482595	-0.009159972
0.294111203	-0.046816351	0.935816318	-0.008264716
0.312445740	-0.045684237	0.954151109	-0.007058795
0.330780171	-0.044583118	0.963319338	-0.006213717
0.349115571	-0.043200045	0.972488357	-0.005138750
0.367449595	-0.042217290	0.978710734	-0.004251617
0.385784985	-0.040837152	0.984933617	-0.003217525
0.404117872	-0.040184853	0.990829500	-0.002086715
0.422451985	-0.039175970	0.993450068	-0.001532943
0.440786765	-0.037973452	0.996070752	-0.000945786
0.459120920	-0.036952438	0.997381138	-0.000639267
0.477455643	-0.035766299	0.998691554	-0.000323895
0.495790089	-0.034660606	1.000000000	0.000000000
0.514124807	-0.033475974		

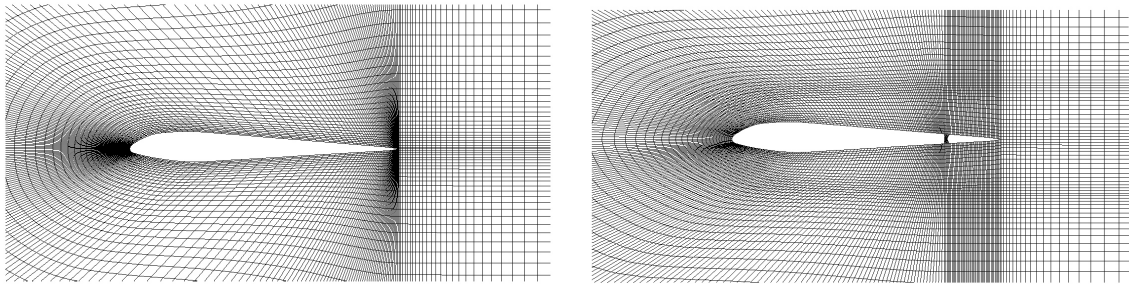
Apéndice B

Dinámica de Fluidos Computacional

En este anexo se detallan los análisis numéricos de dinámica de fluidos (CFD), sobre el flujo de aire, realizados a lo largo de la investigación. Los códigos de CFD se estructuran en torno a los algoritmos numéricos, todos los códigos contienen tres elementos principales: Pre-procesador, un método de Solución y un Post-procesador.

B.1 Simulación de Flujo Para el Perfil de la Pala

Se describen algunas características de la simulación por CFD para el perfil con y sin superficie de control.



(a) Perfil sin superficie de control

(b) Perfil con superficie de control

Figura B.1. Discretización del área de control

Dentro de la etapa de pre-procesamiento, se define el dominio de control alrededor del perfil, con una sección semi-circular y rectangular. Se prosigue a una discretización de elementos, optando por elementos cuadriláteros, de manera no es-

estructurada, permitiendo refinar la cantidad de elementos cerca del perfil como se muestra en la Figura B.1, se tienen un total de 21660 elementos para la simulación sin superficie de control y 25295 cuando se tiene la superficie de control.

Se declaran las condiciones del frontera en el área de control, como *salida*, *entrada* y *perfil*, para ambos análisis, como se especifica en la Figura B.2. Definidas como la salida de aire a una presión constante y velocidad de entrada del aire dada por el número de Reynolds máximo, que corresponde al localizado en la punta de la pala.

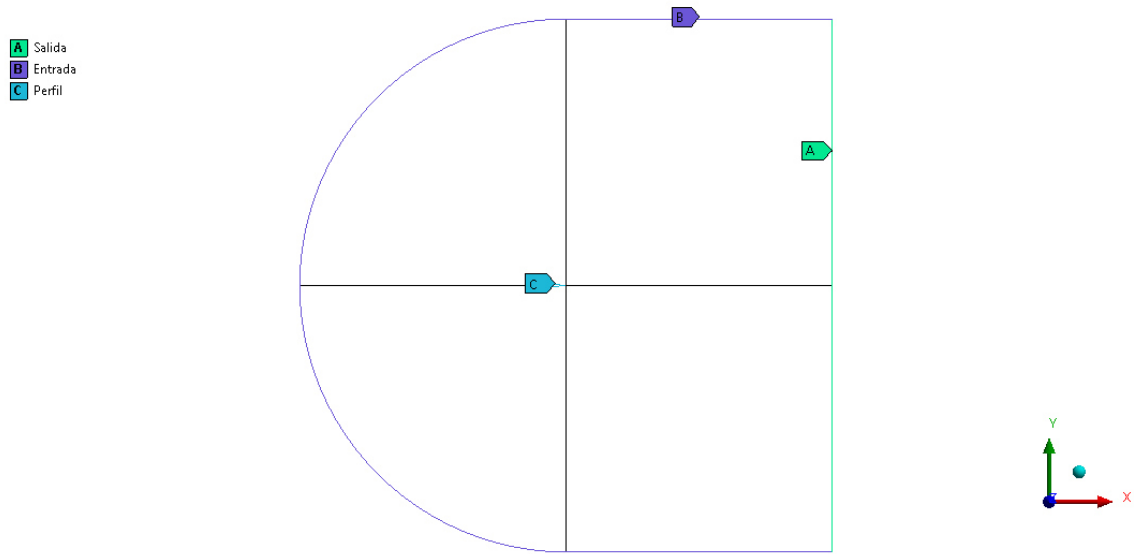


Figura B.2. Definición de las condiciones de frontera

El método de solución utilizado es basado en densidad, con un modelo de turbulencia k- ϵ estándar. Se emplean criterios de convergencia de 1×10^{-6} para todas las variables de solución. Para este trabajo, se realizó una simulación para cada ángulo de ataque y para cada deflexión de la superficie de control. Requiriéndose entre 4000 y 5000 iteraciones para una convergencia de la solución; en la Figura B.3 se muestran los residuales para el caso del perfil sin superficie de control y un ángulo de ataque de cero grados.

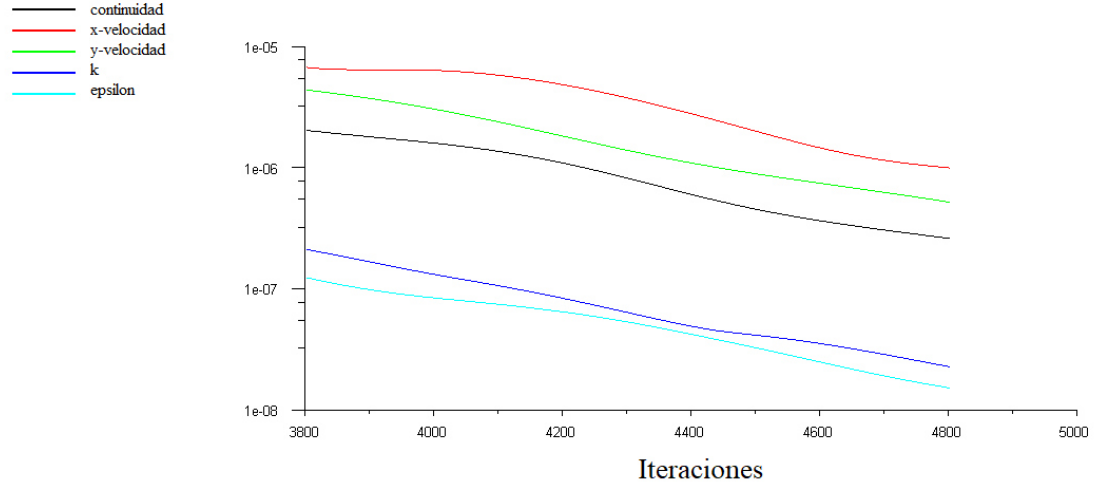


Figura B.3. Gráfica de residuales y número de iteraciones (perfil sin superficie de control, $\alpha = 0^\circ$)

B.2 Simulación del Conjunto de Palas

Se realiza la simulación del flujo de aire alrededor de las palas con la superficie de control secundaria en el borde de salida para la condición de vuelo estacionario, es decir sin ninguna velocidad de traslación en los tres ejes, solamente rotación sobre el eje del rotor. Para esto se parte del modelo de la pala, y se crea un volumen de control que corresponde al fluido, como se muestra en la Figura B.4.

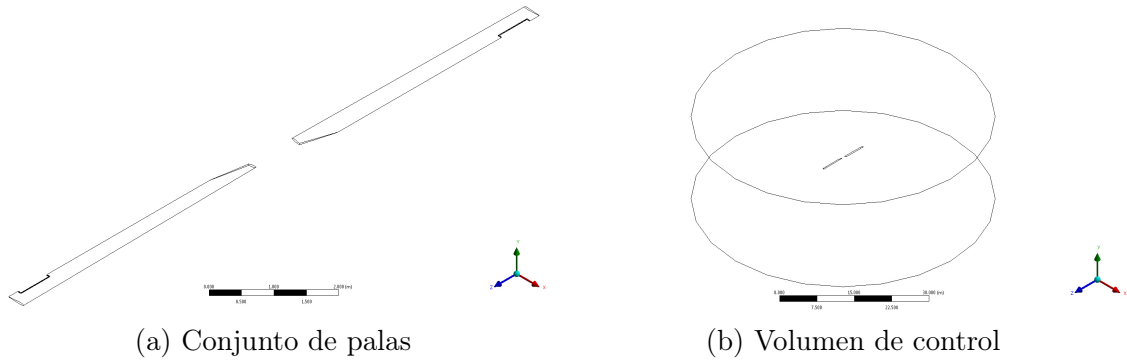


Figura B.4. Conjunto de palas y volumen de control

Para la simulación del flujo de aire, se requiere de la discretización del volu-

men de control, y se comienza con elementos de tipo tetraedro, teniendo un total de 7169214 elementos, que se muestran en la Figura B.5. Sin embargo para una optimización del tiempo de procesamiento de computo, se convierten a elementos poliédricos (ver Figura B.6), de acuerdo a la información del manual del software [30].

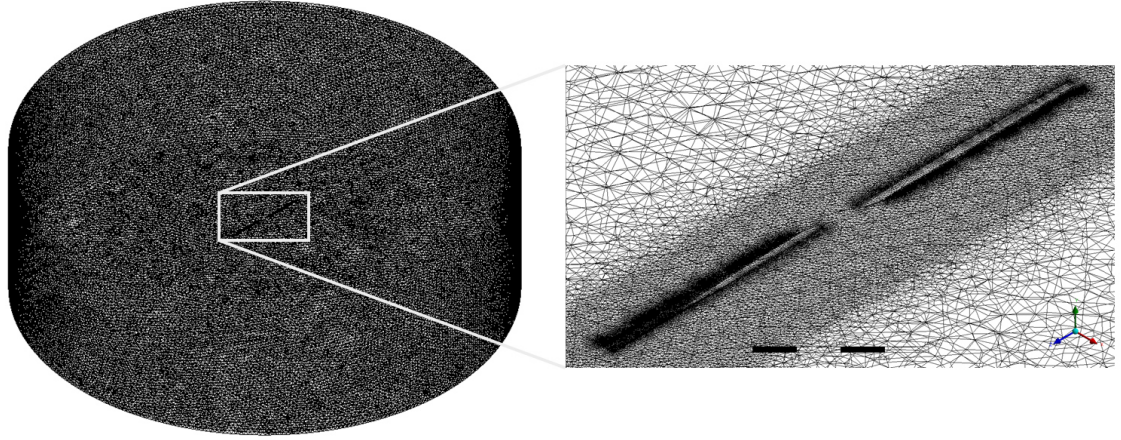


Figura B.5. Discretización del volumen de control

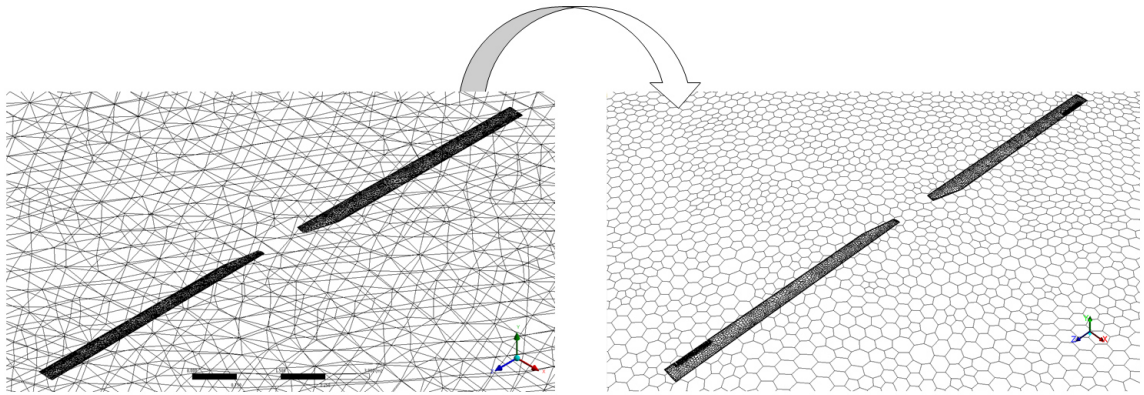


Figura B.6. Conversión a elementos poliédricos

Se declaran las condiciones del frontera en el volumen de control, como *salida*, *entradas* y *palas*. Definidas como la salida de aire a una presión constante y velocidad de entrada del aire. La simulación se realiza rotando el marco de movimiento a una

velocidad angular de 41.2596 rad/s (394 RPM) que corresponde al giro del rotor principal.

Se utiliza un método de solución basado en presión, con un modelo de turbulencia $k-\omega$ SST. Se emplean criterios de convergencia de 1×10^{-5} para todas las variables de solución. Para este trabajo, se realizó una simulación para cada deflexión de la superficie de control. Requiriéndose entre 500 y 800 iteraciones para una convergencia de la solución; en la Figura B.7 se muestran los residuales de la simulación para $\delta = 4^\circ$.

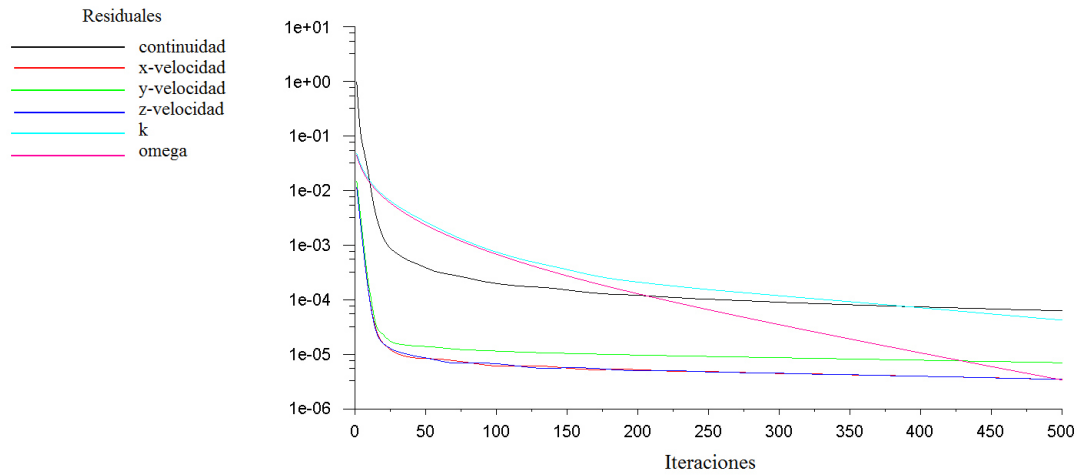


Figura B.7. Gráfica de residuales y número de iteraciones. Simulación a $\delta = 4^\circ$.

Referencias

- [1] J. Gordon Leishman. *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press, second edi edition, 2006.
- [2] Ranjan Ganguli, Dipali Thakkar, and Sathyamangalam Ramanarayanan Viswamurthy. *Smart Helicopter Rotors*. 2016.
- [3] Ram D. JanakiRam, Ben W. Sim, Cahit Kitaplioglu, and Friedrich K. Straub. Blade-Vortex Interaction Noise Characteristics of a Full-Scale Active Flap Rotor. *American Helicopter Society 65th Annual Forum*, 2009.
- [4] A T Conlisk. Modern Helicopter Aerodynamics. *Annual Review of Fluid Mechanics*, (07), 2001.
- [5] Lawrence W Rehfield and Ali R Atilgan. Analysis , Design and Elastic Tailoring of Composite Rotor Blades. (September), 1987.
- [6] Miller Marek, Janusz Narkiewicz, Wojciech Kania, and Tadeusz Czechyra. The Application of Helicopter Rotor Blade Active Control Systems for Noise and Vibration Reduction and Performance Improvement.
- [7] P Friedmann, Fixed Wing, Air Vehicle, and Ann Arbor. Vibration and Noise Reduction. Technical Report August, 2005.
- [8] Eurocopter France. Development of active control technology in the rotating system, flight testing and theoretical investigations. *Eighteenth european rotorcraft forum*, (89), 1992.

- [9] P. P. Friedmann, M. De Terlizzi, and T. F. Myrtle. New developments in vibration reduction with actively controlled trailing edge flaps. *Mathematical and Computer Modelling*, 33(10-11):1055–1083, 2001.
- [10] N. M. Wereley. Active damping of flexible rotor blade dynamics using electrorheological-fluid-based actuators. In N. W. Hagood, editor, *Smart Structures and Materials 1994: Smart Structures and Intelligent Systems*, volume 2190, pages 13–18, may 1994.
- [11] Daniel Patt, Li Liu, and Peretz P. Friedmann. Helicopter noise reduction by actively controlled flaps. *Collection of Technical Papers - 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2(May):1320–1340, 2005.
- [12] Friedrich K. Straub, Dennis K. Kennedy, David B. Domzalski, Ahmed a. Hassan, Hieu Ngo, V. Anand, and Terry Birchette. Smart Material-Actuated Rotor Technology - SMART. *Journal of Intelligent Materials Systems and Structures*, 15(4):249–260, 2004.
- [13] Antonio Filippone. *Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*. Elsevier, first edit edition, 2006.
- [14] Johnson Wayne. *Helicopter Theory*. Dover Publications, Inc, New York, 1994.
- [15] Jam Roskam, Chuan Tau, and Edward Lan. *Airplane Aerodynamics and Performance*. 1997.
- [16] Johnson Wayne. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press, New York, 2013.
- [17] A.R.S. Bramwell, George Done, and David Balmford. *Bramwell’s Helicopter Dynamics*. Butterworth-Heinemann, second edition, 2001.
- [18] Jimin He, Zhi-Fang Fu, and Himin He; Zhi-Fang Fu. *Modal Analysis*, volume 117. 2001.

- [19] Paolo L Gatti and Vittorio Ferrari. *Applied Structural and Mechanical Vibrations*. Taylor & Francis e-Library, 2003.
- [20] Earl H Dowell. *A Modern Course in Aeroelasticity*. Springer, fifth revision edition, 2015.
- [21] Alfred Gessow and Garry C. Myers. *Aerodynamics of the Helicopter*. Frederick Ungar Publishing Co.
- [22] Bell Helicopter. Bell Model 206 L-4 Long Ranger Maintenance and Overhaul Notebook.
- [23] Amari Aerospace. Aluminium Alloy QQ-A-250/5 'T3' Sheet. Technical report, Copyright: Amari Aerospace Ltd, 25 High Street, Cobham, Surrey, KT11 3DH.
- [24] Jeom Kee Paik, Anil K Thayamballi, and Gyu Sung Kim. The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels. *Thin-Walled Structures*, 35(3):205–231, 1999.
- [25] J Milgram, I Chopra, and F Straub. Rotors with trailing edge flaps: Analysis and comparison with experimental data. *Journal of the American Helicopter Society*, 43(4):319–332, 1998.
- [26] TA Millott and PP Friedmann. Vibration reduction in helicopter rotors using an actively controlled partial span trailing edge flap located on the blade. *Nasa Cr 4611*, (June), 1994.
- [27] Uğur Dalli and Sefaaddin Yüksel. Identification of flap motion parameters for vibration reduction in helicopter rotors with multiple active trailing edge flaps. *Shock and Vibration*, 18(5):727–745, 2011.
- [28] Judah Milgram and Inderjit Chopra. Helicopter vibration reduction with trailing edge flaps. *36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1995.

- [29] Mark V Fulton. Design of the Active Elevon Rotor for Low Vibration. *Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Meeting*, pages 0–13, 2000.
- [30] ANSYS Inc. Ansys Documentation, 2015.